

Національний технічний університет
«Харківський політехнічний інститут»
Міністерство освіти і науки України

Національний технічний університет України
«Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського»
Міністерство освіти і науки України

Кваліфікаційна наукова
праця на правах рукопису

НЕКРАСОВА МАРІЯ ВОЛОДИМИРІВНА

УДК 629.734.7

ДИСЕРТАЦІЯ

ГІБРИДНА ІНЕРЦІАЛЬНА НАВІГАЦІЙНА СИСТЕМА ДЛЯ ОБ'ЄКТІВ З
ВИСОКОЮ КУТОВОЮ ДИНАМІКОЮ

05.11.03 – гіроскопи та навігаційні системи

технічні науки

Подається на здобуття наукового ступеня кандидата технічних наук
Дисертація містить результати власних досліджень. Застосування ідей,
результатів і текстів інших авторів мають посилання на відповідне джерело
_____. Некрасова М.В.

Науковий керівник Успенський Валерій Борисович,
доктор технічних наук, доцент

Всі примірники дисертації ідентичні за змістом.
Учений секретар спеціалізованої
вченої ради Д 26.002.07

Киричук Ю.В.

Харків – 2019

АНОТАЦІЯ

Некрасова М.В. Гібридна інерціальна навігаційна система для об'єктів з високою кутовою динамікою. - Кваліфікаційна наукова праця на правах рукопису.

Дисертація на здобуття наукового ступеня кандидата технічних наук за спеціальністю 05.11.03 «Гіроскопи та навігаційні системи». – Національний технічний університет «Харківський політехнічний інститут», МОН України, Харків, 2019.

У дисертації розроблено методи підвищення точності функціонування безплатформної інерціальної навігаційної системи (БІНС) для об'єктів, що швидко обертаються, на основі застосування надлишкової кількості акселерометрів.

Визначено, що розширення сфери застосування недорогих навігаційних систем в специфічну область високодинамічних об'єктів, досить високі характеристики сучасних акселерометрів і їх низька вартість роблять дослідження в області створення акселерометричних БІНС на їх основі актуальними. В даній роботі для забезпечення якісної навігації в умовах динамічних рухів об'єкту обраний шлях додаткового застосування надлишкової системи акселерометрів (АК), спеціальним чином розташованих в типовій конструкції БІНС. Завдяки такій системі АК в умовах надмірної кутової швидкості об'єкту можливо отримувати досить точну її оцінку, яка використовується в подальших алгоритмах обробки інформації. На користь вибору надлишкової системи АК як засобу розв'язання основної задачі дослідження говорить також сучасна тенденція до мініатюризації акселерометрів, підвищення їх точності при невисокій вартості.

Таким чином, для поширення області застосування навігаційних систем у напрямку об'єктів з високою кутовою динамікою пропонується використовувати інерціальну систему, що містить як гіроскопічні, так і надлишкову кількість акселерометричних вимірювачів, і в якій, в залежності від умов руху, використовуються або звичайні алгоритми інерціального числення, або такі, що

притаманні АБІНС. Додатково в такій системі передбачається також можливість корекції розширеного вектору стану за рахунок супутникової інформації. Такі інерціальні навігаційні системи було названо гібридними інерціальними навігаційними системами (ГІНС).

Доведено, що підвищення динамічних характеристик об'єктів, за умов яких застосування супутникової інформації не завжди є ефективним. В цих умовах єдиним надійним датчиком для бортової системи автоматичного управління рухом залишається інерціальна система, для якої також існують певні обмеження. Так під час швидкого обертання об'єкта навколо поздовжньої осі навіть при надточних гіроскопах швидко і необмежено накопичується похибка визначення кута крену, що не дозволяє використовувати таку інформацію для управління. Таким чином, конструктивне й алгоритмічне вдосконалення традиційних інерціальних систем, не пов'язане з суттєвим подорожчанням систем, але таке, що дозволяє їх використовувати, зокрема, для об'єктів, що швидко обертаються, відповідає тенденціям розвитку засобів інерціальної навігації і, безумовно, є актуальним.

Проведені дослідження включають в себе не тільки розробку алгоритмів функціонування акселерометричних БІНС (АБІНС), але й також розробку раціональної конфігурації системи АК; оцінку області їх ефективного (з точки зору точності) застосування; розробку вимог до датчиків, виходячи з умов експлуатації й вимог до системи; розширення моделі похибок і методу калібрування її параметрів.

В роботі наведено математичний опис та побудовано математична модель вимірювань акселерометру, розташованого на об'єкті. Виявлено, що для вимірювання повного набору динамічних характеристик АБІНС має містити надлишкове число АК (не менше 9), розташованих спеціальним чином.

Обґрунтовано вибір раціональної конфігурації системи АК. Розроблено та досліджено метод відновлення динамічних змінних та синтезована лінеаризована модель похибок такого методу в залежності від інструментальних похибок акселерометричного вимірювального модулю (АВМ).

Встановлено, що похибка визначення швидкості за акселерометричними вимірами обернено пропорційна самій швидкості, що робить можливим застосування АБІНС лише для об'єктів, що обертаються.

Визначена область ефективного застосування АБІНС. Отримані формули, які визначають допустимий рівень похибки акселерометричних вимірювань в залежності від допустимої похибки отриманої оцінки кутової швидкості.

Побудована і досліджена математична модель похибок вимірювання акселерометру, яка враховує не лише традиційні похибки, а також похибку його установки у зв'язаній системі координат (ЗСК). Це дозволяє оцінити ступінь впливу перекосу осі АК та похибки його установки у ЗСК на точність визначення кутової швидкості.

Отримано співвідношення, які можуть бути використані в якості вимог до рівня відповідних інструментальних похибок, виходячи з необхідної точності відновлення кутової швидкості.

Розроблено спосіб калібрування блока акселерометрів та проведена апробація цього алгоритму.

Розроблена лінеаризована модель похибок АК, що додатково враховує похибку його установки у вимірювальному модулі. Проведене уточнення існуючих моделей похибок акселерометрів у збірці, що також враховує і похибки його розміщення.

Розроблено метод визначення похибки, заснований на отриманій лінеаризованій моделі та рекурентному методі найменших квадратів. Також визначені тестові рухи, які забезпечують достатню інформативність експериментальних даних. Проведено дослідження ефективності розробленого методу при різних рівнях похибки АК та умовах проведення експерименту.

В процесі дослідження базовий алгоритм БІНС був модифікований під особливості АБІНС шляхом доповнення блоком обчислення кутової швидкості за показами акселерометрів. Також був розроблений метод високочастотної корекції кута крену об'єкта, що швидко обертається.

Шляхом комп'ютерного моделювання підтверджено, що акселерометрична БІНС (без корекції) в умовах, коли об'єкт швидко обертається, здатна

продемонструвати більш високу точність, ніж БІНС стандартної конфігурації, але для такої ефективності потрібні високоточні акселерометри й висока точність калібровий вимірювального модулю. Застосування в АБІНС кренової корекції по максимуму показів АК суттєво підвищує точність автономного обчислення, а похибка за кутом крену приймає обмежений вигляд. Основна похибка за умов корекції обумовлена дискретністю за часом отримання вимірювань.

Визначено, що оптимальний склад БІНС для розширеного діапазону використання повинен включати в себе три гіроскопи та надлишкову систему спеціальним образом розташованих акселерометрів. Для реалізації корекції вектора стану БІНС необхідно оснастити приймачем GPS. За умови малих кутових швидкостей для обчислення використовуються інерційні датчики в стандартній конфігурації. При великій кутовій швидкості частина динамічних параметрів, включаючи кутову швидкість, доцільно вимірювати акселерометрами. При перманентному одноосному обертанні об'єкта слід використовувати метод корекції за величиною вимірюваного позірнього прискорення. Як показано в умовах моделювання, такий підхід здатен у тривалому часі забезпечити фіксовану похибку визначення кута крену, що швидко змінюється, та взагалі суттєво підвищити точність автономного каналу у порівнянні із випадком, коли корекція не використовується.

Запропоновані моделі та методи являють собою подальший розвиток інерціальної навігації. Отримані наступні наукові результати: метод корекції орієнтації для об'єкта, що швидко обертається, на основі застосування вимірювань від спеціальним чином розташованих акселерометрів, який в цих умовах дозволяє підвищити точність визначення навігаційних параметрів; модель похибок і метод калібрування АБІНС за рахунок врахування фактичного розміщення акселерометрів в модулі, що підвищує точність вимірювань динамічних характеристик об'єкту; метод визначення кутової швидкості на основі вимірювань надлишкової системи акселерометрів за рахунок застосування прогнозуючої моделі, що дає можливість позбавитися невизначеності в алгоритмах оцінки кутової швидкості за вимірами центробіжного прискорення; метод інерціальної навігації за рахунок застосування вимірювань надлишкової

системи спеціальним чином розташованих акселерометрів, який надає можливість застосування інерціальних систем для об'єктів, що здійснюють перманентне швидке обертання.

Ключові слова: навігаційна система, акселерометр, кутова швидкість, прискорення, параметри орієнтації, кут крену, обертання, корекція, калібрування, модель похибок.

1. M. Nekrasova, V. Uspenskyi Improving the accuracy of orientation object that rapidly rotating. Eastern-European Journal of Enterprise Technologies. 2016. vol 5, № 9 (83) (2016), p. 27-32. (Входить до SCOPUS, CrossRef, IndexCopernicus, American Chemical Society, РИНЦ, WorldCat, Ulrich's Periodicals Directory, BASE, ResearchBib, CiteFactor та інших)

2. V. Uspenskyi, I. Bagmut, M. Nekrasova Development of metod and algorithm of dynamic gyrocompassing for high-speed systems of navigation and control of movement. Eastern-European Journal of Enterprise Technologies. 2018. vol 1, № 9 (91) (2018), p. 72-80. (Входить до SCOPUS, CrossRef, IndexCopernicus, American Chemical Society, РИНЦ, WorldCat, Ulrich's Periodicals Directory, BASE, ResearchBib, CiteFactor та інших)

3. Успенский В.Б., Некрасова М.В. Измерения ускорения и угловой скорости твердого тела с помощью избыточной системы акселерометров. Вісник Національного технічного університету «ХПІ». Збірник наукових праць. Серія: Динаміка і міцність машин. Харків, 2011. № 63. С. 138-145.

4. Некрасова М.В., Озеряный С.А., Глазунова С.Н. О коррекции накапливающейся постоянной ошибки при определении ориентации в бесплатформенных инерциальных навигационных системах. Вісник Національного технічного університету «ХПІ». Збірник наукових праць. Серія: Динаміка і міцність машин. Харків, 2012. № 67. С. 77-83.

5. Успенский В.Б., Некрасова М.В. Метод калибровки акселерометрического измерительного модуля. Вісник Національного технічного

університету України «КПІ». Збірник наукових праць. Серія: Приладобудування. Київ, 2012. №44. С.15-23.

6. Некрасова М.В., Успенский В.Б. Определение требований к точности калибровки блока измерителей в составе акселерометрической БИНС. Авиационно-космическая техника и технология. Харьков, ХАИ, 2015. №2 (119). С.63-68. (Входит до Index Copernicus, Google Scholar, eLIBRARY.RU та інших)

7. Успенский В.Б., Некрасова М.В., Багмут И.А. Способ повышения точности БИНС по измерениям кажущегося ускорения для управляемого объекта, который быстро вращается. Вісник Національного технічного університету «ХПІ». Збірник наукових праць. Серія: Математичне моделювання в техніці і технологіях. Харків, 2018. № 27 (1303). С. 116 -120. (Входит до Ulrich's Periodicals Directory, Google Scholar, Index Copernicus та інших)

8. Патент на винахід, № 114141. Спосіб підвищення точності визначення орієнтації об'єкта, що швидко обертається навколо повздовжньої осі /Ю.О. Кузнєцов, О.Я. Макаренко, В.Б. Успенський, М.В. Некрасова. Зареєстровано в Державному реєстрі патентів України на винаходи 25.04.2017.

9. Некрасова М.В., Успенский В.Б. Алгоритм определения динамических параметров движения твердого тела по измерениям избыточной системы акселерометров. Материалы XXV Международной научной конференции «Математические методы в технике и технологиях». Саратов, 2012. т.6. С. 80 – 82.

10. Некрасова М.В. Разработка и исследование метода калибровки системы акселерометров. Материалы X II Международной научно-технической конференции «Приладобудування: стан і перспективи», Киев, 2013. С. 25-26.

11. Некрасова М.В., Заплавский Е.О. Модель ошибок акселерометрической БИНС. Інформаційні технології: наука, техніка, технологія,

освіта, здоров'я: тези доповідей XXVI міжнар. наук.-практ. конф., Харків, 16-18 травня 2014 р.: у 4 ч. Харків: НТУ «ХП», 2014. Ч. 1. С. 47.

12. Некрасова М.В. Модель ошибок акселерометрической БИНС. Материалы докладов научно-технической конференции «Сергеевские чтения», Харьков, 2014. С.51-52.

13. Некрасова М.В. Определение области эффективного применения акселерометрических БИНС. Інформаційні технології: наука, техніка, технологія, освіта, здоров'я: тези доповідей XXVI міжнар. наук.-практ. конф., Харків, 16-18 травня 2016 р.: у 4 ч. Харків: НТУ «ХП», 2016. Ч. 1. С. 72.

14. Хабюк А.С., Некрасова М.В. Розробка методу калібрування акселерометричного вимірювального модулю. Математичне моделювання в механіці та системах управління: тези доповідей X міжнародної науково-практичної конференції магістрів. Харків. НТУ "ХПИ". Ч.1. С. 62.

15. V. Uspenskyi, D. Breslavsky, M. Nekrasova, N. Shyriaieva, V. Mietielov Com-plexification of information in integrated navigation systems: uav case, 2nd International conference Differential Equations & Control Theory, Szczecin, Poland, 2017.

16. Некрасова М.В. Метод корекції параметрів орієнтації високодинамічних об'єктів. Інформаційні технології: наука, техніка, технологія, освіта, здоров'я: тези доповідей XXVI міжнар. наук.-практ. конф., Харків, 17-19 травня 2017 р.: у 4 ч. Харків: НТУ «ХП», 2017. Ч. 1. С. 76.

17. Некрасова М.В. Алгоритм динамічного гірокомпасування для високоточних систем навігації та керування рухом. Інформаційні технології: наука, техніка, технологія, освіта, здоров'я: тези доповідей XXVI міжнар. наук.-практ. конф., (16-18 травня 2018 р.), Харків, 16-18 травня 2018 р.: у 4 ч. Харків: НТУ «ХП», 2018. Ч. 1. С. 64.

ABSTRACT

Nekrasova Mariia. Hybrid inspection navigation system for objects with high coat dynamics. - Qualifying scientific work on the rights of manuscripts.

Dissertation for the degree of a candidate of technical sciences (doctor of philosophy) in specialty 05.11.03 Gyroscopes And Navigation Systems. – National Technical University of Ukraine "Igor Sikorsky Kyiv Polytechnic Institute", Kiev, 2019.

In the dissertation methods of increasing the accuracy of the operation of the Strapdown Inertial Navigation System (SINS) for fast-turning objects are developed on the basis of the use of an excessive amount of accelerometers.

It is determined that the expansion of the sphere of application of inexpensive navigation systems into a specific area of high-dynamic objects, rather high characteristics of modern accelerometers and their low cost make studies in the field of accelerometric BINS based on their relevance. In this work, for the purpose of ensuring high-quality navigation in conditions of dynamic movements of the object, the way of additional use of the excessive system of accelerometers (AC), specially located in the typical design of the BINS, was chosen. Thanks to such an AC system in conditions of excessive angular velocity of an object it is possible to obtain its fairly accurate estimate, which is used in subsequent algorithms of information processing. In favor of choosing an excessive system of AC as a means of solving the main task of the study says also the current tendency to miniaturization of accelerometers, increase their accuracy at low cost.

Thus, in order to extend the application of navigation systems towards high-angle objects, it is proposed to use an inertial system containing both gyroscopic and excessive quantities of accelerometric meters, in which, depending on the conditions of motion, either the usual algorithms of inertial calculus, or those that are inherent ASINS. Additionally, in such a system it is also possible to correct the expanded condition vector by satellite data. Such inertial navigation systems have been called hybrid inertial navigation systems (HINS).

It is proved that increasing the dynamic characteristics of objects, under which the use of satellite information is not always effective. In these conditions, the only reliable sensor for the on-board automatic control system remains the inertial system, for which there are also certain limitations. Thus, during a fast rotation of the object around the longitudinal axis, even with high-precision gyroscopes, the error of determining the angle of the roll is rapidly and unlimited accumulated, which prevents the use of such information for control. Thus, the constructive and algorithmic improvement of traditional inertial systems is not related to the significant rise in prices of systems, but that allows them to be used, in particular, for fast-turning objects, corresponds to trends in the development of inertial navigation means and, of course, is relevant.

The conducted researches include not only development of algorithms of functioning of accelerometric SINS (ASINS), but also development of rational configuration of the AC system; estimation of the area of their effective (in terms of accuracy) use; development of requirements for sensors, based on operating conditions and system requirements; expansion of the model of errors and the method of calibration of its parameters.

The paper presents a mathematical description and constructs a mathematical model for measuring the accelerometer located on the object. It has been found that in order to measure the full set of dynamic characteristics, ASINS should contain an excessive number of ACs (at least 9) located in a special way.

It is established that the error of speed determination according to accelerometric measurements is inversely proportional to the speed itself, which makes it possible to use ASINS only for rotating objects.

The area of effective use of ASINS is determined. Formulas are derived that determine the acceptable level of error of accelerometric measurements, depending on the permissible error of the obtained angular velocity estimation.

The mathematical model of measurement errors of an accelerometer, which takes into account not only traditional errors, but also the error of its installation in a bound system of coordinates (CCS), was constructed and studied. This allows us to estimate the degree of influence of the distortion of the axis AC and the error of its installation in the CCS for the accuracy of determining the angular velocity.

Correlation is obtained, which can be used as requirements to the level of the corresponding instrumental errors, based on the required accuracy of the restoration of angular velocity.

A method for calibrating the accelerometer unit has been developed and an approbation of this algorithm has been carried out.

The linearized model of AC errors was developed, which additionally takes into account the error of its installation in the measuring module. The refinement of existing models of errors of accelerometers in the assemblage, which also takes into account the errors of its placement, has been made.

The method for determining the error based on the obtained linearized model and the recurrent method of least squares is developed. Also defined test moves that provide sufficient informative experimental data. The study of the effectiveness of the developed method at different levels of error AC and the conditions of the experiment.

In the course of research, the basic algorithm of SINS was modified for the features of ASINS by completing the unit of calculating the angular velocity for accelerometer readings. A method for high-frequency correction of the rotating angle of a rapidly rotating object was also developed.

Experimentally confirmed that akselerometrychna SINS (without correction) in an environment where the object rotates quickly, able to demonstrate a higher precision than SINS standard configuration, but this efficiency required precision accelerometers and high precision calibration of the measuring module. Usage ASINS roll angle correction shows the maximum AC significantly improves the accuracy of autonomous operation, and the angle error heel accepts a limited form. The basic error correction for conditions caused by discrete time obtaining measurements.

It has been determined that the optimal SINS composition for an extended range of applications should include three gyroscopes and an excessive system of specially located accelerometers. To implement the correction of the state vector SINS must be equipped with a GPS receiver. In the case of low angular velocities, inertial sensors are used in the standard configuration for calculations. At high angular velocity, some of the dynamic parameters, including angular velocity, should be measured by accelerometers. In the permanent uniaxial rotation of the object, the method of

correction by the magnitude of the measured apparent acceleration should be used. As shown in the simulation conditions, such an approach is able to provide a fixed error in the long-term to determine the rapidly changing angle and, in general, to significantly improve the accuracy of the autonomous channel compared to the case where the correction is not used.

The proposed models and methods represent the further development of inertial navigation. The following scientific results are obtained: the method of correction of orientation for a rapidly rotating object, based on the use of measurements from specially located accelerometers, which in these conditions allows to improve the accuracy of the determination of navigational parameters; the error model and the ASINS calibration method by taking into account the actual location of accelerometers in the module, which increases the accuracy of the measurements of the dynamic characteristics of the object; the method of determining the angular velocity on the basis of measuring the excess of accelerometer system due to the use of a prediction model, which makes it possible to get rid of uncertainty in algorithms for assessing angular velocity by measuring centrifugal acceleration; the method of inertial navigation through the use of measurements of the redundant system of specially located accelerometers, which provides the possibility of using inertial systems for objects that carry out permanent fast rotation.

Key words: navigation system, accelerometer, angular velocity, acceleration, orientation parameters, roll angle, rotation, coordinate systems, calibration, error model.

ЗМІСТ

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ.....	15
ВСТУП.....	16
РОЗДІЛ 1 МЕТОДИ ТА СИСТЕМИ ФОРМУВАННЯ НАВІГАЦІЙНОЇ ІНФОРМАЦІЇ ДЛЯ КЕРУВАННЯ РУХОМИМИ ОБ'ЄКТАМИ	23
1.1 Призначення, склад та принцип функціонування інерціальних навігаційних систем	24
1.2 Тенденції розвитку сучасних БІНС та вибір напрямку досліджень	27
1.3 Питання проектування та калібрування акселерометричних безплатформних інерціальних систем	32
1.4 Висновки до розділу 1.....	38
1.5 Література до розділу 1.....	39
РОЗДІЛ 2 СТРУКТУРА, АЛГОРИТМИ ФУНКЦІОНУВАННЯ ТА ОЦІНКА ЕФЕКТИВНОСТІ АБІНС	48
2.1 Обґрунтування доцільності застосування АБІНС в системах навігації та керування рухом.....	48
2.2 Метод оцінки динамічних характеристик та вибір структури надлишкової АБІНС.....	51
2.3 Розробка та аналіз розширеної моделі похибок АБІНС.....	59
2.4 Формування вимог до точності блоку вимірювачів та оцінка області застосування АБІНС.....	62
2.5 Висновки до розділу 2.....	71
2.6 Література до розділу 2.....	72
РОЗДІЛ 3 ПІДВИЩЕННЯ ТОЧНОСТІ АБІНС ШЛЯХОМ КАЛІБРУВАННЯ	72
3.1 Побудова моделі похибок вимірювань АК.....	73
3.2 Лінеаризація моделі і розробка алгоритму отримання оцінок інструментальних похибок.....	75
3.3 Розробка програми експерименту та загальні вимоги до обладнання	78
3.4 Результати апробації алгоритму калібрування	83
3.5 Висновки до розділу 3.....	87
3.6 Література до розділу 3.....	87

РОЗДІЛ 4 РОЗРОБКА І АПРОБАЦІЯ АЛГОРИТМІВ ФУНКЦІОНУВАННЯ АБІНС	88
4.1 Адаптація алгоритму БІНС до умов акселерометричної системи	90
4.2 Корекція алгоритму орієнтації керованого об'єкта, що швидко обертається, за інформацією надлишкової системи акселерометрів	97
4.3 Апробація алгоритмів функціонування акселерометричної БІНС з корекцією в умовах високодинамічного об'єкту.....	108
4.4 Висновки до розділу 4.....	122
4.5 Література до розділу 4.....	123
ВИСНОВКИ.....	125
ДОДАТОК А СПИСОК ПРАЦЬ ЗДОБУВАЧА.....	128
ДОДАТОК Б АКТИ ВПРОВАДЖЕННЯ.....	131

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ

GNSS – Global Navigation Satellite System

АБІНС – акселерометрична безплатформена інерціальна навігаційна система

ABM – акселерометричний вимірювальний модуль

АК – акселерометр

БІНС – безплатформена інерціальна навігаційна система

БПЛА – безпілотний літальний апарат

БСК – базова система координат

ГІНС – гібридна інерціальна навігаційна система

ГІСК – геоцентрична інерціальна система координат

ДКШ – датчик кутової швидкості

ЗІН – задача інерціальної навігації

ІБ – інерціальний базис

ІВМ – інерціальний вимірювальний модуль

ІСНС – інтегрована інерціально-супутникова навігаційна система

ІН – інерціальна навігація

ІНС – інерціальна навігаційна система

ІСК – інерціальна система координат

ЛА – літальний апарат

МК – масштабний коефіцієнт

МНК – метод найменших квадратів

НПС – нахильно-поворотний стіл

НС – навігаційна система

ОЧ – осі чутливості

ПІНС – платформена інерціальна навігаційна система

СК – система керування

СНС – супутникова навігаційна система

ТДСК – топоцентрична декартова система координат

ЧЕ – чутливий елемент

ВСТУП

Актуальність теми дисертації. Завдяки успіхам глобальних радіонавігаційних супутникових систем в теперішній час основною тенденцією розвитку навігаційного обладнання є створення, вдосконалення та застосування так званих інтегрованих інерціально-супутникових навігаційних систем (ІСНС). В таких системах інформація з інерціальної підсистеми стандартної комплектації (три акселерометри та три гіроскопи) комплексується з даними від приймача сигналів супутникових радіонавігаційних систем. Це забезпечує довготривалу високу точність повноцінних навігаційних визначень навіть при використанні грубих інерціальних датчиків невисокої вартості.

Однак в умовах високих динамічних характеристик руху об'єкта корекція від супутникової інформації в ІСНС не завжди зберігає свою ефективність. В цьому випадку єдиним надійним датчиком для бортової системи автоматичного управління рухом залишається інерціальна підсистема, для якої також існують певні обмеження. Зокрема, під час перманентного швидкого обертання об'єкта навколо поздовжньої осі навіть при використанні надточних гіроскопів швидко і необмежено накопичується похибка визначення кута крену, що не дозволяє використовувати таку інформацію для управління. Таким чином, конструктивне й алгоритмічне вдосконалення інерціальних навігаційних систем не пов'язане з суттєвим подорожчанням систем, але таке, що дозволяє їх використовувати для об'єктів з високою динамікою, є важливою науковою та технічною задачею.

В даній роботі для забезпечення якісної навігації в умовах динамічних рухів об'єкту обраний шлях додаткового застосування надлишкової системи акселерометрів (АК), спеціальним чином розташованих в типовій конструкції безплатформової інерціальної навігаційної системи (БІНС). Завдяки такій системі АК в умовах надмірної кутової швидкості об'єкту можливо отримувати досить точну її оцінку, яка використовується в подальших алгоритмах обробки інформації. Вказаний підхід притаманний так званим безгіроскопним, або

акселерометричним БІНС (АБІНС). На користь вибору надлишкової системи АК як засобу розв'язання основної задачі дослідження говорить також сучасна тенденція до мініатюризації акселерометрів, підвищення їх точності при невисокій вартості.

Таким чином, для поширення області застосування навігаційних систем у напрямку об'єктів з високою кутовою динамікою пропонується використовувати інерціальну систему, що містить як гіроскопічні, так і надлишкову кількість акселерометричних вимірювачів, і в якій, в залежності від умов руху, використовуються або звичайні алгоритми інерціального числення, або такі, що притаманні АБІНС. Додатково в такій системі передбачається також можливість корекції розширеного вектору стану за рахунок супутникової інформації. Такі інерціальні навігаційні системи будемо називати гібридними інерціальними навігаційними системами (ГІНС), маючи на увазі поєднання в них ідеології гіроскопної та безгіроскопної БІНС.

Основна увага в роботі зосереджена на розробці, дослідженні та вдосконаленні алгоритмів проектування та експлуатації гібридної навігаційної системи саме в частині застосування ідеології АБІНС. Тому в дисертації розглянуто такі задачі: розробка алгоритмів функціонування і раціональної конфігурації надлишкової системи АК в ГІНС; розширення моделі похибок АК в АБІНС і вдосконалення методу калібрування її параметрів; розробка вимог до датчиків, виходячи з умов експлуатації й вимог до системи, та оцінка області ефективного застосування АБІНС; отримання оцінок ефективності застосування ГІНС у порівнянні із ІСНС.

Таким чином, актуальність теми обумовлюється наступними чинниками:

- розширення області застосування інерціальних навігаційних систем в бортовій системі керування для об'єктів, що здійснюють швидке перманентне обертання;
- вдосконалення БІНС шляхом нових конструктивних і алгоритмічних рішень без помітного збільшення вартості кінцевої системи.

Зв'язок роботи з науковими програмами, планами, темами.

Дисертаційна робота виконана на кафедрі комп'ютерного моделювання процесів та систем НТУ «ХП» в рамках науково-дослідних робіт МОН України за темами: «Розробка методів та алгоритмів розрахунку впливу теплових полів на працездатність приладів та елементів ракетно-космічної техніки (№ Д.Р. 0117U004891, 2017-2018), «Розробка методів підвищення точності інерціальних та інерціально-супутникових навігаційних систем шляхом визначення та алгоритмічної компенсації похибок первинних вимірів» (№ Д.Р. 0115U000541, 2015-2016), «Розробка методів, алгоритмів та програм для оцінювання динаміки, міцності і точності управління ракетної техніки» (№ Д.Р. 0113U000448, 2013-2014). Особисто дисертантом, що є співвиконувачем робіт, в рамках зазначених тем були сформульовані і розв'язані наступні задачі: вибору раціонального розміщення акселерометрів в АБІНС; розробки та аналізу моделі похибок вимірювань надлишкової акселерометричної системи; розробки методів лабораторного калібрування з ціллю компенсації похибок вимірювань; розробки та дослідження алгоритмів функціонування акселерометричної БІНС; оцінки області ефективного застосування АБІНС.

Цілі і задачі дослідження.

Метою роботи є розробка методів підвищення точності функціонування БІНС для об'єктів, що швидко обертаються, на основі застосування надлишкової кількості акселерометрів.

Для досягнення сформульованої мети були визначені та розв'язані наступні задачі:

- розробка структури акселерометричної БІНС: вибір і розміщення надлишкової кількості акселерометрів в системі;
- розробка методу функціонування такої БІНС в умовах швидкого обертання об'єкту;
- побудова моделі похибок і отримання точносних характеристик методу АБІНС;

- дослідження області ефективного застосування методу АБІНС. Формулювання вимог до АК, виходячи з вимог до системи;
- вдосконалення методу калібрування системи АК;
- розробка методу корекції для об'єктів, що швидко обертаються;
- моделювання алгоритму АБІНС в умовах обертання об'єкту.

Об'єктом дослідження є процес оцінювання навігаційних параметрів в АБІНС для об'єктів, що швидко обертаються.

Предметом дослідження є алгоритми функціонування АБІНС, метод калібрування акселерометричного вимірювального модулю, що дозволяє підвищити точність визначення параметрів руху об'єкту.

Методи дослідження. Сформульовані в роботі висновки, наукові положення й рекомендації базуються на фундаментальних законах інерціальної навігації і теорії навігаційних систем. Методи лінійної алгебри і теорії диференціальних рівнянь використані для опису досліджуваних динамічних процесів в БІНС. Методи комп'ютерного моделювання забезпечили проведення аналізу ефективності роботи розробленої системи та методів.

Наукова новизна одержаних результатів. У роботі отримані такі нові наукові результати:

- Вперше розроблено:
метод корекції орієнтації для об'єкта, що швидко обертається, на основі застосування вимірювань від спеціальним чином розташованих акселерометрів, який дозволяє підвищити точність інерціальної навігації для такого об'єкту;
- Вдосконалено:
 - модель похибок і метод калібрування АБІНС за рахунок більш точного врахування фактичного розміщення акселерометрів в модулі, що підвищує точність вимірювань динамічних характеристик об'єкту.
 - метод визначення кутової швидкості на основі вимірювань надлишкової системи акселерометрів за рахунок застосування прогнозуючої моделі, що дає можливість позбавитися невизначеності в алгоритмах

визначення кутової швидкості за вимірами центробіжного прискорення, які використовуються в АБІНС.

- Дістав подальшого розвитку

метод інерціальної навігації за рахунок застосування вимірювань надлишкової системи спеціальним чином розташованих акселерометрів, який надає можливість застосування інерціальних систем для об'єктів, що здійснюють перманентне швидке обертання.

Практичне значення отриманих результатів. Практичне значення отриманих результатів полягає в наступному:

- розроблені алгоритми функціонування можуть бути використаними при проектуванні й експлуатації АБІНС;
- визначена область ефективного застосування АБІНС, виходячи з можливостей акселерометричного модулю і можливостей його калібрування;
- розроблені рекомендації щодо програми простих калібрувальних рухів АБІНС, які дозволяють оцінити параметри розширеної моделі похибок АК, що враховує неточність їх розміщення в модулі;
- сформульовані вимоги до АК, виходячи з вимог в системі й умов експлуатації АБІНС;
- застосування розробленого методу корекції кута крену за екстремальними вимірами позірного прискорення для об'єкту, що виконує перманентне швидке обертання навколо вздовжної осі, сприяє підвищенню точності інерціальної навігації.

Таким чином, забезпечується розширення області застосування інерціальних навігаційних систем для об'єктів, що швидко обертаються, за рахунок їх обладнання додатковою системою АК.

Враховуючи порівняно невисоку вартість АК, таке вдосконалення ІНС має й економічну привабливість.

Результати дослідження впроваджені. А саме, метод визначення фактичного напрямку осі чутливості інерціального датчика за експериментальними вимірами та модифікація рекурентного методу

найменших квадратів для визначення параметрів температурної залежності похибок датчиків були впроваджені на науково-виробничому підприємстві «Хартрон Аркос» (м. Харків) під час виконання науково-дослідницьких робіт за темою М58587 «Температурна чутливість волоконно – оптичних гіроскопів (ВОГ) у складі інерціального вимірювального блока (ІВБ)» (2017). Також методика проведення експериментів та обробки даних для уточнення параметрів похибок інерціальних датчиків за допомогою методу інерціального числення була використана в Національному технічному університеті „Харківський політехнічний інститут” при виконанні держбюджетної науково-дослідної роботи М5814 «Розробка методів підвищення точності інерціальних та інерціально-супутникових навігаційних систем шляхом визначення та алгоритмічної компенсації похибок первинних вимірів». Про це свідчать відповідні акти впровадження.

Крім того, результати дисертаційної роботи використовуються в навчальному процесі на кафедрі комп’ютерного моделювання процесів та систем НТУ «ХПІ» під час читання дисциплін «Навігація та навігаційні системи», «Теорія керування», а також в курсовому і дипломному проектуванні.

Особистий внесок здобувача. Основні наукові результати дисертаційної роботи, які винесені на захист, отримані автором самостійно. Автором обґрунтовано структуру акселерометричної БІНС, вибір кількості і способу розміщення надлишкового числа акселерометрів в системі; вдосконалено метод калібрування системи АК; розроблено метод функціонування такої БІНС в умовах швидкого обертання; побудовано модель похибок та досліджено область ефективного застосування метода АБІНС, проведено формулювання вимог до АК, виходячи з вимог до системи; розроблено метод корекції кута крену у випадку об’єктів, що швидко обертаються навколо поздовжньої осі; отримано результати моделювання алгоритму АБІНС в умовах обертання об’єкту.

Вибір теми, постановка задач і аналіз результатів виконані спільно з науковим керівником.

Апробація результатів дисертації. Основні положення та результати роботи доповідались та обговорювались на таких конференціях, конгресах, з'їздах, семінарах, нарадах: XII міжнародній науково-технічній конференції «Приладобудування. Стан і перспективи», м. Київ, 2013 р.; XXV міжнародній науковій конференції «Математические методы в технике и технологиях – ММТТ-25», м. Харків, 2012 р.; XXII, XXIV, XXVI міжнародних науково-практичних конференціях «Інформаційні технології: наука, техніка, технологія, освіта, здоров'я», м. Харків, 2014 р., 2016 р., 2018 р.; науково-технічній конференції «Сергеевские чтения», м. Харків, 2014 р.; 2 міжнародній конференції Differential Equations & Control Theory, м. Щецин, Польща, 2017р.

Публікації. Основний зміст дисертаційної роботи викладено в 17 роботах, серед яких 7 статей у провідних фахових виданнях України, з яких 4 включені до міжнародних наукометричних баз даних, 1 патент України на винахід, 9 матеріалів та тез доповідей на науково-технічних конференціях.

РОЗДІЛ 1 МЕТОДИ ТА СИСТЕМИ ФОРМУВАННЯ НАВІГАЦІЙНОЇ ІНФОРМАЦІЇ ДЛЯ КЕРУВАННЯ РУХОМИМИ ОБ'ЄКТАМИ

Автоматичне управління будь-яким рухомим транспортним засобом, чи то безпілотний літальний апарат, ракета або наземний мобільний робот, передбачає застосування оновлюваної інформації щодо параметрів руху та просторового розміщення об'єкту. З ціллю формування такої інформації у сучасних керувальних комплексах використовуються так звані навігаційні системи (НС) та їх різновиди.

В наш час навігаційне обладнання, призначене, власне, як для навігації, так и для керування рухом, представлено великим спектром пристроїв, чие функціонування базується на різних принципах.

Серед таких принципів можна виділити два: інерціальний та принцип, що базується на радіовипромінюванні. Перший, відповідно, автономний, тобто інваріантний до зовнішніх умов функціонування, другий – не автономний, оскільки залежить від зовнішніх збурюючих факторів, як природнього, так і штучного походження. Типовим представником першого типу обладнання є так звані інерціальні навігаційні системи (ІНС), другого – пристрої навігації за сигналами від супутникових радіонавігаційних систем, простіше говорячи, приймачів сигналів GNSS (Global Navigation Satellite System).

Обидва указані типи обладнання мають свої переваги та недоліки, як правило, прямо протилежні для ІНС та приймачів GNSS. Ми тут не зупиняємось на їх порівнянні, так як це питання вже детально досліджене та викладене у багатьох джерелах, наприклад, у [1– 8]. Відмітимо лише, що взаємна компенсація їх недоліків та об'єднання переваг цих систем реалізується на сьогодні в порівняно новому типі навігаційного обладнання – інтегрованих інерціально-супутникових системах [9], функціонування яких базується на принципі комплексування інерціальної та супутникової інформації. Проте навіть за допомогою таких перспективних систем не всі завдання, пов'язані з керуванням руху об'єктів, особливо маневрених або в умовах обмеженого прийому

супутникової інформації, вдається вирішити. Тому інерціальні навігаційні системи, як представники автономного класу обладнання, не втрачають свою актуальність на сьогоднішній день.

Оскільки тема даного дослідження тісно пов'язана з розширенням області застосування інерціальної навігації (ІН), розглянемо докладніше сутність ІН та принципи роботи ІНС.

1.1 Призначення, склад та принцип функціонування інерціальних навігаційних систем

Сутність інерціальної навігації полягає у визначенні прискорення об'єкту та його кутової швидкості за допомогою встановлених на об'єкті, що рухається, автономних пристроїв, а за цими даними – місцезнаходження (координати) об'єкту, кутів орієнтації, швидкості, пройденого шляху та інше, а також параметрів, необхідних для стабілізації об'єкту та автоматичного керування його рухом. Це здійснюється за допомогою:

1. Датчиків лінійного прискорення - акселерометрів (АК);
2. Гіроскопічних пристроїв, що фізично або віртуально відтворюють на об'єкті систему відліку та дозволяють визначати кути повороту об'єкту, які використовуються для його стабілізації та керування рухом.
3. Обчислювальні пристрої, які за прискоренням знаходять швидкість об'єкту, його координати та інші параметри руху.

Практична реалізація методів ІН пов'язана зі значними труднощами, що визиваються необхідністю забезпечити високу точність та надійність роботи усіх пристроїв за заданої ваги та габаритах. Подолання цих труднощів стає можливим завдяки створенню спеціальних технічних засобів — інерціальних навігаційних систем. Переваги методів ІН полягають в автономності, перешкодозахищеності та можливості повної автоматизації усіх процесів навігації. Завдяки цьому методи ІН знаходять широке застосування при рішенні проблем навігації надводних суден, підводних човнів, літаків, космічних апаратів та інших об'єктів, що рухаються.

За способом відтворення опорної системи координат ІНС діляться на платформні ІНС (ПІНС) та бесплатформні ІНС (БІНС), відповідно ті, що мають та не мають у своїй конструкції гіростабілізовану платформу. В ПІНС використовувані гіроскопічні пристрої фактично забезпечують певну орієнтацію осей чутливості АК у просторі. На відміну від платформної системи, в БІНС акселерометри та гіроскопи жорстко зв'язані з корпусом об'єкту [10, 11], беруть участь разом з ним у просторових маневрах, а прив'язка до опорної системи координат здійснюється обчислювальними методами, тобто віртуально.

Слідуючи [12], задачею навігаційної системи є сумісна обробка вимірювань для визначення з максимально можливою точністю основних навігаційних параметрів - довготи L , широти B и висоти h , а також кутів орієнтації у просторі, наприклад, для літальних апаратів (ЛА) - це кутів курсу ψ , тангажу ϑ та крену γ . Точність обчислення параметрів залежить, в першу чергу, від точності використовуваних інерціальних датчиків, а також від алгоритмів обробки їх сигналів.

На рис. 1.1 зображена функціональна схема алгоритму обробки інформації в БІНС [12]. Опишемо її роботу, у якій відображається уся специфіка інерціального обчислення в такій ІНС.

Блоки АК та гіроскопів вимірюють відповідно вектор позірного прискорення та вектор абсолютної кутової швидкості в проекціях на осі пов'язаної з об'єктом системи координат (СК) XYZ. З урахуванням поточних значень кутів орієнтації: курсу ψ , тангажу ϑ та крену γ , що формуються в «Каналі орієнтації» БІНС, у блоці «Перетворення сигналів акселерометрів» здійснюється перепроєктування вектору вимірюваного позірного прискорення з пов'язаної у місцеву географічну СК $\xi\eta\zeta$ та алгоритмічне виключення впливу прискорення вільного падіння на показання АК. Після чого вимірювання АК, «очищені» від прискорення вільного падіння, інтегруються за часом в блоці «Інтегрування сигналів акселерометрів», формується вектор відносної швидкості об'єкту $W_{\xi\eta\zeta}$, з урахуванням якого в блоці «Алгоритм обчислення координат» обчислюються широта, довгота та висота об'єкту над поверхнею референц-еліпсоїда.

Невід'ємним елементом алгоритмів БІНС є «Канал орієнтації», у якому за вимірюваннями гіроскопів, працюючих у режимі датчиків кутової швидкості (ДКШ), обчислюються кути орієнтації об'єкту. Особливістю алгоритмів обчислення орієнтації тут є їх двоетапність: спочатку обчислюється орієнтація об'єкту U в інерціальному просторі, а потім за допомогою кута $S_{ГР}$ орієнтація місцевої географічної системи координат з урахуванням поточних координат об'єкту.

$$S_{ГР} = S_{ГР0} + \Omega (t - t_0),$$

де Ω — кутова швидкість обертання Землі, t — час, що пройшов з деякого моменту t_0 , враховуючи обертання Землі. Нарешті, за поточними координатами об'єкту вираховується орієнтація відносно місцевої географічної СК безпосередньо в пілотажних кутах - курс, тангаж, крен. Останні використовуються не лише в самому алгоритмі БІНС для урахування прискорення вільного падіння, але і для керування рухом самого об'єкту.

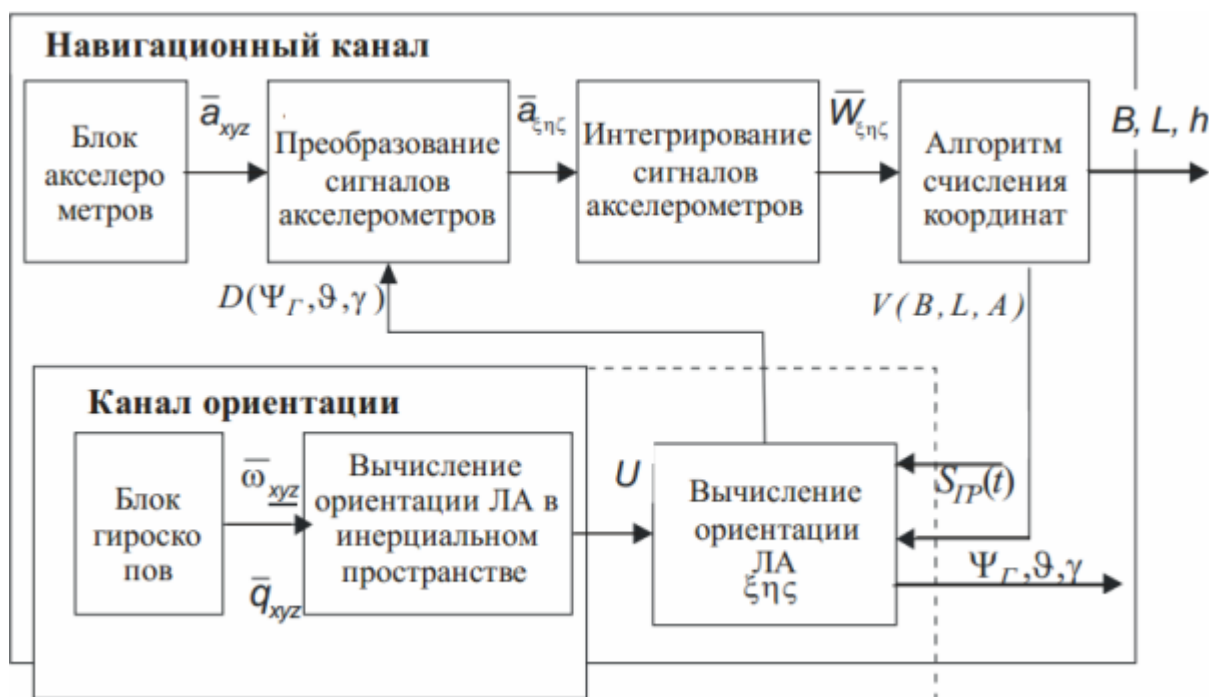


Рисунок 1.1 – Обробка інформації в БІНС

Таким чином, основу БІНС складає вимірювальний блок, котрий встановлюється безпосередньо на корпусі об'єкту та виробляє за допомогою інерціальних датчиків (гіроскопів та акселерометрів) безперервну інформацію щодо

складових вектору позірного прискорення місця установки інерціального блоку (блок АК) та абсолютної кутової швидкості обертання (блок гіроскопів). Дана інформація у темпі реального часу оброблюється у обчислювачі БІНС за алгоритмами, наведеними, наприклад, в [11,13, 67–72]. У результаті чого БІНС з високою частотою видає в бортову систему управління поточні значення навігаційних споживчих параметрів об'єкту: його географічні координати B , L , h та кути орієнтації ψ , ϑ та γ . При цьому точність алгоритмів БІНС залежить від такту рахунку та характерних прискорень та швидкості обертання об'єкту. Чим менше останні, тим вище точність інерціального обчислення у сучасних БІНС.

Отже, БІНС уже давно та надійно облаштувались у традиційній області керування рухом – навігації для порівняно повільних об'єктів, для яких кутові маневри та рух зі змінними перевантаженнями здійснюються епізодично.

У даній роботі виконана спроба розповсюдити принцип інерціальної навігації на високодинамічні об'єкти, під якими домовимося розуміти керовані об'єкти, що знаходяться у стані перманентного швидкого обертання. У більшості випадків – це безпілотні літальні апарати (БПЛА). Використовувати на їх борту традиційні БІНС з АК та ДКШ неможливо ні за причиною великих габаритів, ні за причиною високої вартості таких систем, ні за причиною недостатньої точності. Так, якщо БПЛА здійснюють обертання навколо поздовжньої осі зі швидкістю 20 обертів на секунду, то для вимірювання такої кутової швидкості необхідні ДКШ із діапазоном більше 7200 град/с та надзвичайно високою стабільністю масштабного коефіцієнту, однак вимірювачів з такими характеристиками не існує [14].

За таких умов проаналізуємо сучасні тенденції розвитку БІНС з ціллю оцінки можливого шляху для досягнення поставленої мети.

1.2 Тенденції розвитку сучасних БІНС та вибір напрямку досліджень

В наш час розвиток БІНС йде за двома основними напрямками: вдосконалення датчиків та пошук нових конструктивних та алгоритмічних рішень при побудові БІНС [15, 16].

З однієї сторони, продовжує розвиватися традиційний напрямок, пов'язаний з підвищенням точності прецизійних БІНС, побудованих на високоточних датчиках. Підвищення якості таких систем супроводжується вагомим підвищенням їх вартості. А значить доцільність їх застосування обґрунтовується лише критичністю функції навігації для високотехнологічних об'єктів, як правило спеціального призначення. Аспекти удосконалення інерціальних датчиків у літературі достатньо відображені [17–23], але у вирішенні поставленої нами задачі напевно не допоможуть.

З іншого боку, завдяки наявності супутникової навігації, доступності мікродатчиків та можливостям комплексування інформації, сьогодні спостерігається розширення області застосування навігаційних систем середнього та низького класів точності. Саме цей напрямок розвитку навігаційного обладнання, супроводжується зниженням габаритів, ваги та вартості системи при забезпеченні задовільної точності функціонування представляється найбільш перспективним з точки зору застосування для високодинамічних об'єктів.

Погодимося з твердженням [24], що систему навігації необхідних малих розмірів, вартості та ваги, а також функціонуючу в умовах, характерних для руху високодинамічних об'єктів (перенавантаження від 100 g та кутові швидкості більші 1000 °/с), можливо створити лише з застосуванням інерціальних датчиків, створюваних на базі MEMS-технологій (технологія мікроелектромеханічних систем - MEMS (Micro-Electro-Mechanical Systems). Під технологією MEMS розуміють технологію мікрообробки, що дозволяє виготовляти кремнієві мікросхеми з мініатюрними механічними елементами – інтелектуальними машинами з найрізноманітнішими функціями. Відповідно MEMS – це об'єднання механічних елементів, датчиків, приводів та електроніки на одній кремнієвій основі.

Світові потреби у MEMS-системах сьогодні динамічно зростають, згідно з прогнозами, ростуть більш ніж на 13% щороку. Окрім цього, прогнозується вибуховий ріст у найближчий час [25].

Серед MEMS-систем можуть цікавити мікрогіроскопи та мікроакселерометри. Принципово – це датчики, що працюють на схожих принципах, та мало відрізняються за габаритами та вартістю. Однак характеристики 0 поки ще не дозволяють їх розглядати, як альтернативу традиційним, наприклад, оптичним гіроскопам. До того ще й проблема стабільності масштабного коефіцієнту для них вирішена набагато гірше, ніж для, скажемо, лазерних гіроскопів. Тому в подальшому будемо спиратися на мікроакселерометри, які розглянемо детальніше.

Найбільш розповсюдженими типами MEMS - акселерометрів є ємнісні акселерометри, п'єзореzystивні акселерометри на основі тензодатчику, що вимірює деформацію пружини, підтримуючої інерціальну вагу, п'єзоелектричні акселерометри, теплові акселерометри з нагріваючою пластиною та газом, що нагрівається [24, 26–28].

На сьогодні активно розробкою чутливих елементів БІНС займаються провідні аерокосмічні та електронні корпорації та фірми Hughes Electronics Corporation, Boeing North American, Litton Systems, Analog Devices; Microsensors, Irvine Sensors та інші [29–31].

Мікроакселерометри відрізняються широким робочим діапазоном, при цьому їх точносні характеристики швидко наближаються до показників «звичайних» АК. Для порівняння наведемо таблиці, складені за доступним з літературних джерел [32] матеріалом, у яких надано характеристики деяких маятникових акселерометрів та акселерометрів типу MEMS (табл.1.1, табл.1.2)

Характеристики маятникових акселерометрів

Найменування характеристики	АК-5	АТ-1104	АК-6	А-12	АК-10/4
Діапазон вимірювання, од. g	$\pm(3...100)$	$\pm(1...10)$	± 10	± 25	± 2
Дрейф зміщення нуля, од. g (в запуске), не більше	10^{-5}	$2 \cdot 10^{-5}$	$3 \cdot 10^{-5}$	10^{-5}	10^{-5}
Нестабільність масштабного коефіцієнту, %, не більше	0,15	0,05	0,05	0,02	-
Робочий діапазон частот, Гц	10...80	350	-	20-2000	45-80
Габарити, мм	26×11×22	Ø29×23,2	38×38×25	24×24×18	38×38×25

Таблиця 1.2

Характеристики МЕМС–акселерометрів

Найменування характеристик	ADXL343	ADXL325	ADXL326	ADXL212	ADXL206	ADXL312
Діапазон вимірювання, од. g	± 200	± 5	± 16	± 2	± 5	± 12
Нестабільність масштабного коефіцієнту, %, не більше	5	10	10	10	10	10
Типові полоси пропускання (кГц)	1.6	1.6	0.5	0.5	1	1.6
Габарити, мм	3x5x1	4x4x1	4x4x1.45	5x5x2	5x5x2	5x5x1.45
Вартість (грн.)	4.79	2.38	3.97	2.6	2.6	2.6

Таким чином, з таблиць 1.1 и 1.2 видно, що за певними параметрами (нестабільність масштабного коефіцієнту), маятникові акселерометри ще суттєво перевершують мікродатчики; за рядом параметрів (вага, споживання) - суттєво поступаються, а за точносними характеристиками (дрейф) мікродатчики впритул наближаються до маятникових акселерометрів або вже не поступаються їм. Це підтверджує прогноз спеціалістів Лабораторії ім. Ч. Дрейпера відносно перспектив застосування АК різних типів (рис.1.2) [33] .

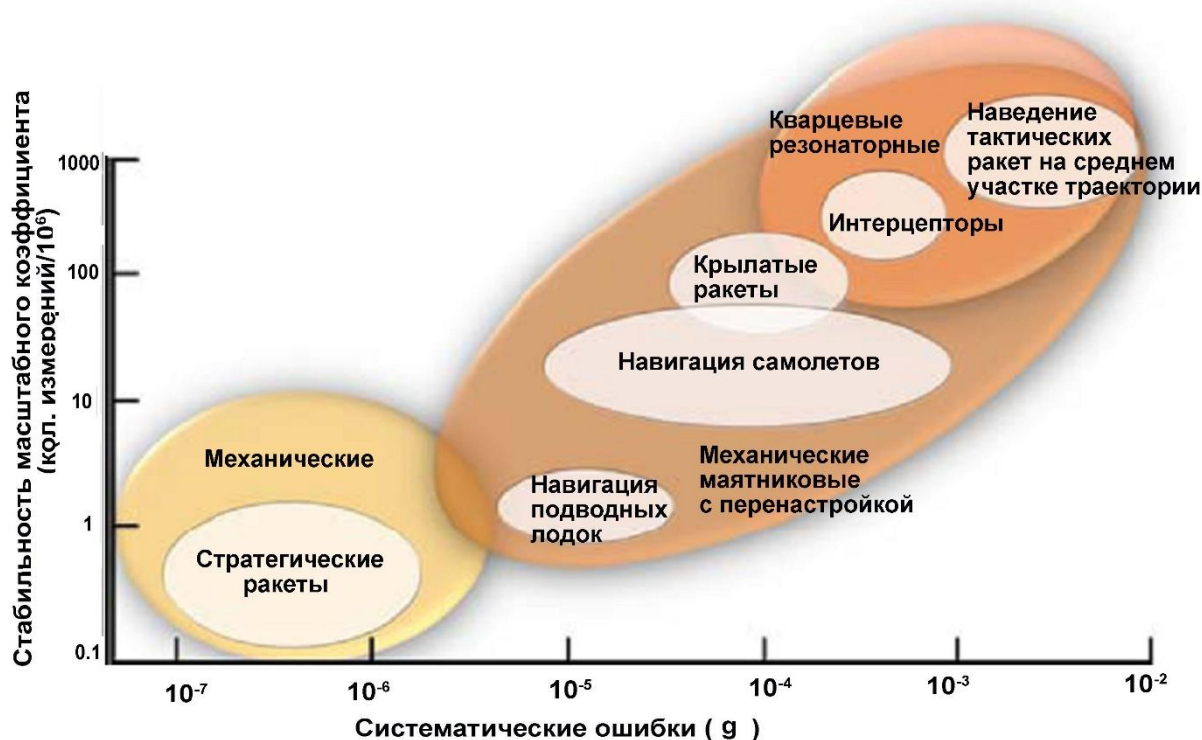


Рисунок 1.2 – Області застосування акселерометрів в сучасних ІНС

Таким чином, враховуючи специфіку високодинамічних об'єктів, а також неможливість застосування в бортових навігаційних системах таких об'єктів БІНС з гіроскопами, сформуємо задачу побудови акселерометричної БІНС на базі мікроакселерометрів, що забезпечують необхідну точність визначення параметрів руху для керування об'єктом.

Не дивлячись на наявність в науково-технічній літературі публікацій на цю тему [14, 23, 34–44, 73], очевидно, що їй приділено незаслужено мало уваги,

зокрема, недостатньо розроблені основи проектування АБІНС з урахуванням специфіки застосування елементної бази; не вивчені способи покращення точності як самих акселерометричних пристроїв, так і інформаційно-вимірювальних систем на їх основі; нема оцінок області ефективного застосування АБІНС.

З урахуванням сказаного вище, конкретизуємо задачі подальшого дослідження щодо створення методичної бази проектування акселерометричних БІНС для високодинамічних об'єктів. До таких задач відносяться:

- розробка математичної моделі вимірювань надлишкової системи акселерометрів та вибір раціонального розміщення акселерометрів в АБІНС;
- розробка та аналіз моделі похибок вимірювань надлишкової акселерометричної системи;
- розробка методів лабораторного калібрування, тобто методів визначення відхилень фактичних значень параметрів вимірювального блоку від номінальних з ціллю компенсації похибок вимірювань;
- розробка та дослідження алгоритмів функціонування акселерометричної БІНС;
- оцінка області ефективного застосування АБІНС.

1.3 Питання проектування та калібрування акселерометричних безплатформних інерціальних систем

Для формулювання та аналізу задач, вирішуваних при проектуванні та калібруванні АБІНС, необхідно оперувати з математичною моделлю вимірювань акселерометру, розташованого на об'єкті. Побудуємо цю модель.

Нехай $\xi\eta\zeta$ – деяка інерціальна система координат (ІСК), $хуz$ – зв'язана з інерціальним базисом (ІБ) система координат (ЗСК), з центром у довільно заданій точці O , надалі названою базовою, що задається радіус-вектором \vec{r} . ЗСК обертається в інерціальному просторі з абсолютною кутовою швидкістю $\vec{\omega} = (\omega_x, \omega_y, \omega_z)$ в проекціях на осі ЗСК. Розташування акселерометра в ЗСК

(точка A) задається радіус-вектором $\bar{\rho}$. Напрямок осі чутливості визначається в ЗСК одиничним вектором \bar{e} (рис.1.3).

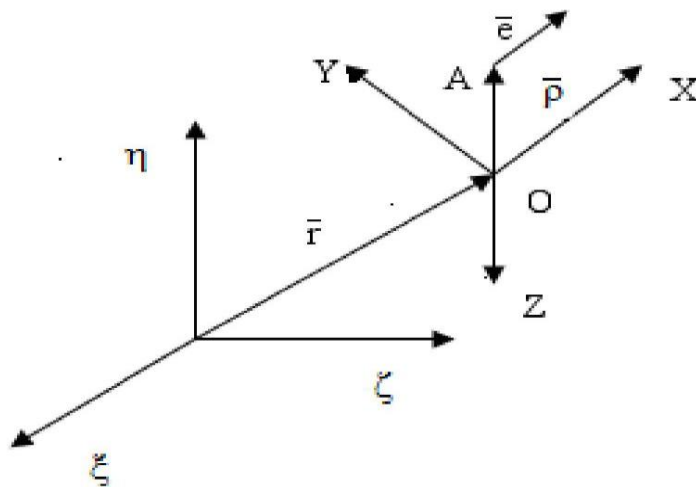


Рисунок 1.3 – Розташування АК в зв’язаній системі координат

Відомо, що акселерометр вимірює позірне прискорення [1], що являє собою суму гравітаційного та абсолютного прискорення точки своєї дислокації

$$\overline{w_A} = \frac{d^2 \bar{r}}{dt^2} + \frac{d^2 \bar{\rho}}{dt^2} + \bar{g} = \overline{w_O^*} + \frac{d^2 \bar{\rho}}{dt^2} + \bar{g}, \quad (1.1)$$

де $\overline{w_O^*}$ – абсолютне прискорення точки O (прискорення переносного руху ЗСК),

$\frac{d^2 \bar{\rho}}{dt^2}$ – прискорення точки A відносно ССК.

Оскільки у підсумку для вирішення задачі навігації необхідно інтегрувати прискорення, викликані дією лише активних сил, то інформацію, що утримується в показниках акселерометра щодо \bar{g} необхідно виключити з підлягаючого подальшої обробки сигналу. На даному етапі розгляду приймемо $\overline{w_O} = \overline{w_O^*} + \bar{g}$.

Диференціювання в (1.1) здійснюється в ІСК. Переходячи у другому доданку від повної похідної до локальної, тобто до похідної відносно ЗСК, що обертається, у загальному випадку маємо [1]:

$$\frac{d^2 \bar{\rho}}{dt^2} = \frac{\tilde{d} \bar{v}}{dt} + 2 \cdot [\bar{\omega} \times \bar{v}] + \left[\frac{\tilde{d} \bar{\omega}}{dt} \times \bar{\rho} \right] + [\bar{\omega} \times [\bar{\omega} \times \bar{\rho}]], \quad (1.2)$$

де $\frac{\tilde{d}}{dt}$ – знак локального диференціювання, \bar{v} – відносна швидкість точки А в ЗСК.

Вираз (1.2) спрощується, якщо точка А нерухома в ЗСК, так як в цьому випадку

$$\bar{v} = 0, \quad \frac{\tilde{d}\bar{v}}{dt} = 0. \quad (1.3)$$

Таким чином, з (1.1) з урахуванням (1.2) та (1.3) можна отримати векторну рівність

$$\bar{w}_A = \bar{w}_O + \left[\frac{\tilde{d}\bar{\omega}}{dt} \times \bar{\rho} \right] + \bar{\omega} \cdot (\bar{\omega}, \bar{\rho}) - \bar{\rho} \cdot \omega^2, \quad (1.4)$$

що пов'язує позірне прискорення точок А та О. При цьому акселерометр, розташований в точці А, вимірює проекцію \bar{w}_A на свою вісь чутливості, тобто величину $A = (\bar{w}_A, \bar{e})$. А отже, вимірювання і-го акселерометру можна представити як

$$A_i = (\bar{w}_O, \bar{e}_i) + \left(\left[\frac{\tilde{d}\bar{\omega}}{dt} \times \bar{\rho}_i \right], \bar{e}_i \right) + (\bar{\omega}, \bar{e}_i) \cdot (\bar{\omega}, \bar{\rho}_i) - (\bar{\rho}_i, \bar{e}_i) \cdot \omega^2, i = \overline{1, n}. \quad (1.5)$$

Таким чином, розглядаючи сигнали акселерометрів як відомі, можна, за заданими початковими умовами, знаходити значення \bar{w}_O та $\bar{\omega}$. Подібний підхід дозволяє отримати інформацію щодо кутової швидкості об'єкту без застосування датчиків кутової швидкості [35].

Розглянемо питання вибору складу та структури АІМ.

Вочевидь, для визначення векторів позірного прискорення та абсолютної кутової швидкості необхідно, щонайменше, шість акселерометрів [35, 36].

Відома схема з 6 акселерометрами, що називається кубічною конфігурацією, згідно з якої акселерометри установлені в точці перетину діагоналей сторін куба. Центр пов'язаної з об'єктом системи координат розташований у центрі кубу [36]. При цьому величина погрешностей оцінки

лінійного прискорення та кутової швидкості суттєво залежать від інструментальних погрешностей акселерометрів.

Достатньо логічними є такі схеми розміщення акселерометрів, коли на кожен вісь пов'язаної системи координат встановлюють по два акселерометри (для визначення відповідних проекцій лінійного та кутового прискорень). При цьому розглядають два способи розташування осей чутливості акселерометрів [14, 45]. При першому способі для кожної осі пов'язаної системи координат використовується пара акселерометрів, осі чутливості яких перпендикулярні цій осі. При другому варіанті для кожної осі ЛА також використовуються два акселерометри, однак осі чутливості останніх паралельні відповідній осі ЛА. При цьому використовуються пари акселерометрів з протилежно направленими осями чутливості [46]. Цей спосіб розташування акселерометрів, як видно з виразу (5), дозволяє аналітично визначити компоненти векторів \overline{w}_0 та $\overline{\omega}$. Недоліком цього способу є неможливість визначення знаку кутової швидкості [14, 45]. Щоб подолати цю проблему, необхідно знаходити вектор кутового прискорення, створивши інформаційну надлишковість у блоці акселерометрів [47]. Таким чином, для вимірювання повного набору динамічних характеристик АБІНС має містити надлишкове число АК (не менше 9), розташованих спеціальним чином. Таким чином, виникає задача вибору розташування надлишкової системи акселерометрів, щоб отримувана від них інформація була достатньою для оцінки вектору кутової швидкості. Ця задача, зокрема, вирішується в подальшому.

Для АБІНС, так само, як і для БІНС взагалі, основною причиною погрешності параметрів, що виробляються, є помилки датчиків первинної інформації. Згідно прийнятої системи, до похибок акселерометрів відносяться: зміщення нуля, масштабні коефіцієнти, кути несовісності вимірювальних осей акселерометрів і т. д. Спосіб збирання інерціальних модулів на мікромеханічних пристроях (розпаювання на друкованій платі) не дозволяє забезпечити напрям осей чутливості в модулі точніше 1 градусу [13].

Для підвищення точності вимірювань використовують технологію калібрування. В приладобудуванні використовуються два основні способи

калібрування: за показаннями інерціальних вимірювачів та з застосуванням методу уточнення значень калібрувальних коефіцієнтів [48, 49].

Вельми вдалою є ідея застосування математичної моделі похибок БІНС при калібруванні. Вона полягає в знаходженні способу, за допомогою якого за вимірними вихідними сигналами системи можна визначити калібрувальні коефіцієнти інерціальних вимірювачів [50]. Реалізація такого способу стала можливою з появою калібрувальних нахильно-поворотних столів (НПС), які визначають орієнтацію БІНС з точністю до 2- 3". Суть цього способу полягає в тому, що БІНС встановлюють на двовісному калібрувальному НПС, який задає необхідні положення системи. Ці положення БІНС визначаються структурою моделей похибок вимірювачів. В основу калібрування акселерометрів покладено порівняння їх показників з еталонним значенням сили тяжіння у місці проведення калібрування. У процесі калібрування оцінюється вектор похибок системи [51].

Методами стендового калібрування АК на поворотних пристроях у вітчизняній та зарубіжній літературі присвячений цілий ряд публікацій [52–56], серед яких можна виділити роботи казенного підприємства спеціального приладобудування “Арсенал”, Київ (Лихолит Н.И., Черняк Н.Г. та інш.) [57, 58]; учених НТУУ «КПІ», а саме Аврутова В.В., Мелешко В.В. [59–63]; університету Карлсруе (Krohn A., Beigl M. та інш.) [64]. Метод калібрування одновісних акселерометрів з застосуванням поворотних пристроїв регламентується стандартом IEEE Std 1293-1998, однак для калібрування блока акселерометрів (БА) стандартні методи відсутні. Усі представлені в публікаціях методи калібрування на поворотних пристроях використовують розвороти БА у полі сили тяжіння на кути в діапазоні $\pm 90^\circ$ відносно горизонту, тобто, при впливі прискорень у діапазоні $\pm 1g$. При цьому більш точною було б калібрування, що проводиться в умовах, відповідних робочому діапазону вимірюваних прискорень в БІНС. А ці прискорення можуть суттєво відрізнятися від значення $\pm 1g$.

Методи стендового калібрування інерціальних модулів взагалі і блоку акселерометрів, зокрема, розглядаються в [13, 64, 66]. У більшості випадків вирішується задача визначення «зміщення нуля» та «масштабних коефіцієнтів»

АК. В меншій мірі розглянуті питання визначення параметрів несовісності вимірювальних та базових осей модуля [13]. Та, нарешті, взагалі не розглядалась задача визначення місцезнаходження АК у модулі, актуальність якої слідує з специфіки застосування акселерометричного вимірювального модулю.

Нарешті, питання алгоритмів функціонування АБІНС та оцінка галузі ефективного пристосування таких систем у контексті створення мініатюрних систем практично не відображені в спеціальній літературі.

Таким чином, перелічимо задачі, пов'язані з проектуванням та експлуатацією АБІНС, актуальність яких обґрунтовується вищевикладеними міркуваннями, і рішення яких присвячене подальше викладення:

- вибір компонування надлишкового числа акселерометрів в вимірювальному блоці АБІНС;
- розробка алгоритму відновлення кутової швидкості та прискорення за вимірами акселерометрів;
- побудова моделі похибок та отримання точносних характеристик вимірювального акселерометричного модуля з урахуванням типових похибок АК та їх збирання;
- дослідження області застосування розробленого методу визначення характеристик руху за вимірами АК;
- калібрування системи акселерометрів, включаючи визначення додаткового параметру розміщення АК в системі;
- реалізація навігаційного алгоритму.

Намітимо шляхи вирішення перелічених задач з урахуванням специфіки їх змісту.

В загальному випадку вимірювання акселерометрів отримують інформацію як про прискорення базової точки, так і щодо кутової швидкості та кутового прискорення ЗСК. Враховуючи нелінійний характер отриманих рівнянь, не вдається підібрати достатньо ефективний у загальному випадку числовий метод

рішення такої системи. Окрім того, спосіб визначення шуканих характеристик руху має складати основу алгоритму, що функціонує в реальному масштабі часу, що накладає суттєві обмеження на його обчислювальну складність. У цих умовах необхідно реалізувати такий підхід: шляхом завдання раціональної конфігурації АК максимально спростити систему рівнянь та, відповідно, алгоритм її рішення.

Далі, для ефективної оцінки характеристик руху необхідно достатньо точно знати розташування АК всередині модуля, включаючи орієнтацію їх осей чутливості, оскільки технологія збірки інерціальних модулів на датчиках не дозволяє забезпечити бажаний напрямок осей чутливості АК.

Параметри, що отримують у процесі калібрування, які використовують в подальшому для алгоритмічної компенсації похибок вимірювань, сприяють суттєвому підвищенню точності вимірювань АІМ та, в кінцевому рахунку, підвищенню точності навігації та керування рухом.

Важливим моментом є проблема визначення області ефективного застосування АБІНС. При цьому ціль рішення полягає в отриманні вимог до допустимого рівня погрішності вимірювань акселерометрів в залежності від допустимої погрішності отримуваної оцінки кутової швидкості. Математична модель похибок вимірювання акселерометра має включати, окрім традиційних, також і похибка його установки в ЗСК. Така модель, зокрема, дозволяє оцінити ступінь впливу перекосу осі АК та похибка його установки в ЗСК на точність визначення кутової швидкості. Отримані при цьому співвідношення можуть бути використані в якості вимог до рівня відповідних інструментальних погрішностей.

1.4 Висновки до розділу 1

В даному розділі розглянуті основні типи та характеристики сучасних навігаційних систем, що використовуються для керування рухом різноманітних об'єктів, виділена роль інерціальних засобів навігації, дано визначення високодинамічного об'єкту.

Проаналізовано тенденції розвитку інерціальних систем та встановлено, що для високодинамічних об'єктів БІНС, що мають гіроскопи, непридатні за наступними параметрами: низька точність визначення кута орієнтації, що швидко змінюється, вага, габарити, вартість; зроблено висновок щодо перспективності застосування в таких системах керування акселерометричних БІНС.

Розглянуто сучасний рівень, досягнутий в приладобудуванні в галузі виробництва мініакселерометрів, найближчі перспективи розвитку цих датчиків.

На основі отриманої моделі вимірювання акселерометра сформульовано основні задачі подальших досліджень. Вони стосуються вибору структури надлишкової системи АК; побудови та дослідження моделі похибок вимірювань АК; оцінки області ефективного застосування АБІНС; розробки алгоритмів функціонування АБІНС в умовах високодинамічного об'єкту; розробки методів лабораторного калібрування АБІНС з урахуванням моделі похибок.

Основні результати дисертаційних досліджень, що відображені в першому розділі, опубліковані в роботах [47,65].

1.5 Література до розділу 1

1. Бромберг П.В. Теория инерциальных систем навигации. – М.: Наука, Главная редакция Физико-математической литературы. 1979. 291 с.

2. Гофманн-Веленгоф Б. Глобальна система визначення місцеположення (GPS): теорія і практика: Пер. з англ. / Б. Гофманн-Веленгоф, Г. Ліхтенеггер, Д. Коллінз. – К.: Наукова думка, 1996. 380 с.

3. Бедекер Герд. Точное определение ориентации летательного аппарата с помощью многоантенных приемников GPS / Герд Бедекер // Гироскопия и навигация. – 2008. – №4(63). – С. 21 – 29.

4. Каточ Р. Оценка пространственного положения самолета при помощи GPS приемника с использованием нейронной сети и фильтра Калмана / Р. Каточ, П.Р. Махапатра // Гироскопия и навигация. – 2006. – №3(54). – С. 3 – 11.

5. Кивокурцев А.Л. Состояние и перспективы развития инерциальных навигационных систем. / А.Л. Кивокурцев // В сб.: Научные труды адъюнктов и соискателей, вып.6. – Иркутск: ИВАИИ, 2001. С.32-37.

6. Кивокурцев А.Л. Актуальные проблемы и перспективы развития инерциальных навигационных систем. / А.Л. Кивокурцев, С.В. Мишин // В сб.: Актуальные проблемы развития авиационной техники и методов её эксплуатации– сборник трудов III научно-технической конференции студентов и аспирантов 7 мая 2010 –Иркутск: ИФ МГТУ ГА, 2010 г. С. 6-14.

7. Кивокурцев А.Л. Перспективы развития и эксплуатационные особенности бесплатформенных инерциальных навигационных систем. / А.Л.Кивокурцев // В сб.: Гражданская авиация на современном этапе развития науки, техники и общества. Сборник тезисов докладов участников Международной научно-технической конференции, посвященной 40-летию образования МГТУ ГА 26 мая 2011г.- М.: МГТУ ГА, 2011. С. 130.

8. Баринов И.Н., Волков В.С. Микромеханика вокруг нас – Режим доступа:

http://dep_pribor.pnzgu.ru/files/dep_pribor.pnzgu.ru/mikromehanika_vokrug_nas.pdf

9. Степанов О.А. Интегрированные инерциально-спутниковые навигационные системы // Гироскопия и навигация, 2002. № 1(36). С. 23-45.

10. Кузовков Н.Т., Салычев О. С. Инерциальная навигация и оптимальная фильтрация. – М.: Машиностроение, 1982, 216 с.

11. Бранец В.И., Шмыглевский И.П. Введение в теорию бесплатформенных инерциальных навигационных систем. – М.: Наука, 1992. 280 с.

12. Кивокурцев А.Л. Повышение эксплуатационной надежности интегрированного комплекса бортового оборудования на основе реконфигурации структуры его вычислительной системы. / дисс. к.т.н. – М.: Московский государственный технический университет гражданской авиации, 2014. 195 с.

13. Мелешко В.В. Бесплатформенные инерциальные навигационные системы // Мелешко В.В., Нестеренко О.И. – Кировоград: Полимед – Сервис, 2011. 172 с.
14. Матвеев В.В., Распопов В.Я. Основы построения бесплатформенных инерциальных навигационных систем. – СПб.: ГНЦ РФ ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор». 2009. 280 с.
15. Александров А.С. Современное состояние и тенденции развития зарубежных средств и систем навигации подвижных объектов военного и гражданского назначения. / А.С. Александров, Г.Р. Арно – С.-П.: Главное управление навигации и океанографии М.О. Р.Ф., 1994. 276 с.
16. Кивокурцев А.Л. Актуальные проблемы и перспективы развития инерциальных навигационных систем. / А.Л. Кивокурцев, С.В. Мишин // В сб.: Актуальные проблемы развития авиационной техники и методов её эксплуатации – 2010. Сборник трудов III научно-технической конференции студентов и аспирантов 7 мая 2010г. –Иркутск: ИФ МГТУ ГА, 2010 г. С. 6-14.
17. Сысоева С. Тенденции рынка High-end МЭМС-датчиков инерции. Новые уровни характеристик и исполнения // Компоненты и технологии. 2014. № 6. С. 40-46.
18. Грановский В. А., Скалон А. И. Метрологические проблемы микроэлектромеханических систем и методологические основы их решения // Измерения, контроль, автоматизация. 2006. №8.
19. Аврутов В.В., Головач С.В., Мазепа Т.Ю. О скалярной калибровке инерциального измерительного модуля // XIX Санкт–Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам. Сборник докладов – СПб, 2012. – С.113–118.
20. Головач С.В. Комплексная алгоритмическая компенсация температурного дрейфа измерительного канала трехосного акселерометра в составе БИНС / С.В.Головач // Вісник НТУУ «КПІ», Серія приладобудування. – 2015. –Вип.No50(2). – С.27-34 (Входит до WorldCat, РИНЦ, Google Scholar, BASE, OpenAIRE та інших).

21. Исследование зоны нечувствительности волоконно-оптических гироскопов / А.С. Алейник, Г.Б. Дейнека, В.Е. Стригалева и др. // Гироскопия и навигация. – 2011. - №2 (73). - С.64 -77.
22. Алейник, А.С. Повышение точности волоконно-оптического гироскопа / А.С. Алейник // Гироскопия и навигация. – 2009. - №2 (65). - С.101.
23. Hu Dai, Jianxun Li, Huiming Jin Application of Robust Kalman Filtering to Integrated Navigation Based on Inertial Navigation System and Dead Reckoning // Proceedings of International Conference on Artificial Intelligence and Computational Intelligence, Sanya, China, 23–24 oct. 2010. Sanya, China, 2010. Vol. 2. 189–193 pp.
24. Конструкции микромеханических гироскопов и акселерометров инерциального модуля. Отчет о патентных исследованиях. С-П.: ЗАО "ГИРООПТИКА", 2005. 73 с.
25. Датчики для измерения параметров движения на основе MEMS – технологии. Часть 1. Инерциальные датчики средней точности. // А. Тузов Электроника: наука, технология, бизнес. – 2011. №1.
26. Алешин В.С., Веремеенко К.К., Черноморский А.И. Ориентация и навигация подвижных объектов. – М.: Физматлит. 2006. 424с.
27. Фрайден Дж. Современные датчики. Справочник. – М.: Техносфера, 2005. 592 с.
28. Groves, P. D. Principles of GNSS, Inertial and Multi-Sensor Integrated Navigation Systems, 2008. 521p.
29. Райхман А. STMicroelectronics — мировой лидер в производстве датчиков движения // Новости электроники № 2, 2009. С. 85–89.
30. Боднер В.А. Приборы первичной информации. – М.: Машиностроение. 1981. 344с.
31. <http://www.elektropribor.spb.ru/>
32. Analog Devices ADIS16006 Data Sheet // Analog Devices Inc. 2006-2012.
33. Анучин О.Н., Емельянец Г.И. Интегрированные системы ориентации и навигации для морских подвижных объектов // Санкт-Петербург, 1999. 357 с.

34. Богданов М.Б., Галкин А.А., Прохорцов А.В., Савельев В.В., Юдакова Н.Д. Инерциально-спутниковая система ориентации и навигации, построенная на основе акселерометрической БИНС. – СПб.: 18 Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам. 2011. С.195-197.
35. Ларин В.Б., Туник А.А. Алгоритмы функционирования акселерометрической интегрированной инерциально-спутниковой системы низкой стоимости. – СПб.: 18 Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам. 2011. С. 198-199.
36. Одерий В.С., Черняк Н.Г. Применение акселерометров для одновременного измерения линейных ускорений и угловых скоростей подвижного объекта // 6 Международная науч.-техн. конф. «Гиротехнологии, навигация, управление движением и конструирование авиац.-косм. техники», Киев, Сб. докладов, ч.1, 2007. С.189-195.
37. Paul G. Savage Blazing Gyros: The Evolution of Strapdown Inertial Navigation Technology for Aircraft // *Journal of guidance, control and dynamics*. 2013. Vol. 36, № 3. P. 637–655.
38. J. H. Chen, S. C. Lee, D. B. DeBra, "Gyroscope Free Strapdown Inertial Measurement Unit by Six Linear Accelerometers", *Journal of Guidance Control and Dynamics*, vol. 17, no. 2, pp. 286-290, March-April 1994.
39. Ying Kun Peng, M.F. Golnaraghi, "A vector-based gyro-free inertial navigation system by integrating existing accelerometer network in a passenger vehicle", *Position Location and Navigation Symposium 2004. PLANS 2004*, pp. 234-242, 2004.
40. Thomas Brunner, Jonathan Ledy, Jean-Philippe Lauffenburger, María José Ruiz Santa Quiteria Manzano, Sébastien Changey, Joel Lambert, Michel Basset, "Road vehicle relative motion estimation using gyro-free IMUs and system independent observers", *IFAC-PapersOnLine*, vol. 50, pp. 14824, 2017.

41. Peng He, Philippe Cardou, "Estimating the Angular Velocity From Body-Fixed Accelerometers", *Journal of Dynamic Systems, Measurement, and Control*, vol. 134, pp. 061015, 2012.
42. Kourosh Parsa, Ty A. Lasky, Bahram Ravani, "Design and Implementation of a Mechatronic All-Accelerometer Inertial Measurement Unit", *Mechatronics IEEE/ASME Transactions on*, vol. 12, no. 6, pp. 640-650, 2007.
43. Tsung-Lin Chen, Sungsu Park, "MEMS SoC: observer-based coplanar gyro-free inertial measurement unit", *Journal of Micromechanics and Microengineering*, vol. 15, pp. 1664, 2005.
44. Uriel Nusbaum, Itzik Klein, "Control theoretic approach to gyro-free inertial navigation systems", *Aerospace and Electronic Systems Magazine IEEE*, vol. 32, no. 8, pp. 38-45, 2017.
45. Селезнев В.П. Навигационные устройства. – М.: Машиностроение, 1974. 660 с.
46. Водичева Л.В. , Алиевская Е.Л. , Кокшаров Е.А., Парышева Ю.В. Повышение точности определения угловой скорости быстро вращающихся объектов. – СПб.: 18 Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам. 2011. С. 112-121.
47. Некрасова М.В. Модель ошибок акселерометрической БИНС. *Материалы докладов научно-технической конференции «Сергеевские чтения»*, Харьков, 2014. С.51-52.
48. Savage, P. Introduction to Strapdown Inertial Navigation Systems. Strapdown Associates. 1981. 544 p.
49. Brown A., Ebner R., Mark J. A calibration technique for a laser gyro strapdown inertial navigation system // DGON Proc. Gyro Technology Symposium. Stuttgart, 1982. 14–16 pp.
50. Николаев С. Г. Калибровка БИНС с использованием модели ошибок системы: Реферат докл. на XXV науч.-техн. конф. памяти Н. Н. Острякова, Санкт-Петербург, 10—12 окт. 2006 // Гироскопия и навигация. 2006. № 4(55). С. 90.

51. Николаев С.Г. Калибровка бесплатформенных инерциальных навигационных систем // Изв. Вузов. ПРИБОРОСТРОЕНИЕ. 2009. Т. 52, № 7. С.50-55.

52. Аникейчев В.С., Атаманов Н.А., Поликовский Е.Ф. Методика калибровки акселерометров // XXI научно-техническая конференция памяти Острякова Н. И., С.-Пб, ЦНИИ «Электроприбор», 1998. С.103.

53. Коновалов С.Ф., Новоселов Г.М., Полинков А.В., Трунов А.А., Юрасов В.В., Методы и аппаратура для испытания триад акселерометров. // V Санкт Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам. СПб.: ЦНИИ «Электроприбор», 1998. С. 163-196.

54. Калихман Д.М. Прецизионные управляемые стенды для динамических испытаний гироскопических приборов. СПб., ЦНИИ «Электроприбор». 2008. 298 с.

55. Тарановский, Д.О., Ю.С.Троицына., Результаты разработки методики калибровки трехканального измерителя ускорений. // Материалы IX конф. молодых ученых «Навигация и управление движением». – СПб.: ЦНИИ «Электроприбор», 2007, С. 160-166.

56. Дмитренко А.Г.Ю Папко А.А., Торгашин С.И., Кирянина И.В. Об исследовании возможности создания инерциальных модулей на основе отечественных технологий объемной микромеханики / /Информационные технологии в измерениях – 2013, №3 (5). С. 45-53.

57. Лихолит Н.И., Черняк Н.Г., Шостак А.М., Юрьев Ю.Ю., Никонов И.В. Акселерометры для бесплатформенных инерциальных навигационных систем // Збірн. допов. XI Міжнародної н.-т. конф. "Приладобудування: стан і перспективи". – Київ, 2012. С. 19-20.

58. Аврутов, В.В. О скалярной калибровке блока гироскопов и акселерометров / В. В. Аврутов // Вестник НТУУ "КПИ". Серія ПРИЛАДОБУДУ-ВАННЯ. –2010. –Вип. 40. –С. 10-17.

59. Лакоза С.Л., Мелешко В.В. Скалярная калибровка акселерометров низкой и средней точности // Радиооптика. МГТУ им. Н.Э.Баумана. Электрон. журн. 2015. No 01. С. 9–28.
60. V. Avrutov. Scalar Method of Fault Diagnosis of Inertial Measurement Unit// Ad-vances in Aerospace Engineering / Hindawi Publishing Corporation. –2015. – Volume 2015, Article ID 264564, 10 pages.
61. Черняк М. Г., Палюшок В. А. Спосіб калібрування тривісного блока навігаційних акселерометрів на одновісному поворотному стенді // Механіка гіроскопічних систем. –2013. –Вип.26. –С.5–15.
62. Аврутов, В. В. Влияние погрешности поворота стенда на точность калибровки блока гироскопов и акселерометров / В. В. Аврутов, Т. Ю. Мазепа // Вестник НТУУ “КПИ”. Серия ПРИЛАДОБУДУВАННЯ. –2012. –Вип. 43. –С. 5-9.
63. Моисеев Н.В. Улучшение эксплуатационных характеристик отечественного микромеханического гироскопа RR-типа/ Некрасов Я.А., Павлова С.В., Люкшонков Р.Г.// Сборник материалов XXI Санкт-Петербургской Международной конференции по интегрированным навигационным системам. - СПб.: ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор». 2014. С.226-235.
64. A. Krohn, M. Beigl, Ch. Decker, U. Kochendorfer, Ph. Robinson, T. Zimmer, Inexpensive and Automatic Calibration for Acceleration Sensors. // Universitat Karlsruhe, 2004. Режим доступа: <http://www.teco.edu/~krohn/krohnaccl.pdf>
65. Успенский В.Б. Измерение ускорения и угловой скорости твердого тела с помощью избыточной системы акселерометров / В.Б. Успенский, М.В. Некрасова // Вестник НТУ «ХПИ». 2011. Вып. 63. – С. 138-145.
66. Тарановский Д. О. Стендовая калибровка блока маятниковых поплавковых акселерометров корабельной инерциальной навигационной системы. // Гироскопия и навигация. – 2008. № 4. – С. 56-65.
67. Бранец В.И., Шмыглевский И.П. Применение кватернионов в задачах ориентации твердого тела – М.: Наука, 1973. 320 с.

68. Багмут И.А., Успенский В.Б. Решение задачи инерциальной навигации в БИНС // [Авиационно-космическая техника и технология](#). 2009. № 3. С. 39–44.
69. Ткаченко А.И. Алгоритм третьего порядка для вычисления параметров ориентации / А.И. Ткаченко // Математическое обеспечение ЭЦВМ. – Киев: Ин-т кибернетики АН УССР, 1970. С.100-113
70. Ткаченко А.И. Численное интегрирование кинематических уравнений Родрига-Гамильтона / А.И. Ткаченко // Известия РАН. Механика твердого тела, 1992. №2. С. 9-17.
71. Панов А.П. Математические основы теории инерциальной ориентации / А.П. Панов. – К.: Наукова Думка, 1995. 280 с.
72. Онищенко С.М. Применение гипер-комплексных чисел в теории инерциальной навигации / С. М. Онищенко. – Киев: Наукова Думка, 1983. 208 с.
73. Александров С.Е. Перспективы развития микрореактивных двигателей для МСТ / С.Е. Александров, А.В. Коротынский, С.С. Тимофеев, Ю.Д. Акульшин, А.В. Коршунов, Е.Н. Пятыхев, В.К. Васильев // Нано- и микросистемная техника, 2002. № 10. С.3-8.

РОЗДІЛ 2 СТРУКТУРА, АЛГОРИТМИ ФУНКЦІОНУВАННЯ ТА ОЦІНКА ЕФЕКТИВНОСТІ АБІНС

2.1 Обґрунтування доцільності застосування АБІНС в системах навігації та керування рухом

Для автоматичного керування рухом об'єктів необхідно з високою частотою отримувати та обробляти інформацію щодо прискорень та кутової швидкості. Потім ця інформація потрапляє безпосередньо до алгоритмів формування керування та в бортову навігаційну систему, де обчислюється вектор стану об'єкту: координати, швидкість та кути орієнтації.

На рухомих об'єктах вимірювальні модулі, як правило, містять акселерометри та гіроскопи. Узагальнена структура системи керування ЛА в цьому випадку приведена на рис.2.1.

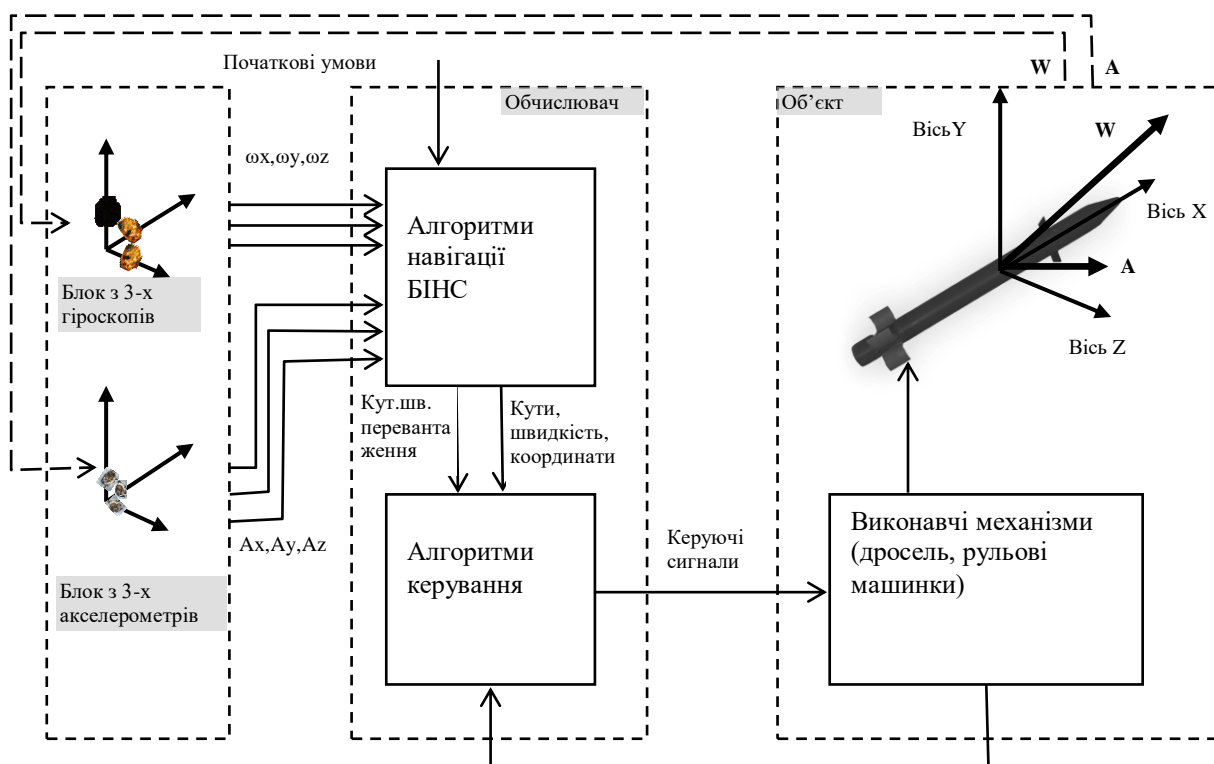


Рисунок 2.1 – Узагальнена схема САК з гіроскопами та акселерометрами

Система автоматичного керування (САК), зображена на рис.2.1, містить блок гіроскопів, акселерометрів, обчислювач та виконавчі механізми. За допомогою трьох гіроскопів та трьох акселерометрів, чий осі чутливості

розташовані вздовж пов'язаних з об'єктом осей X, Y, Z , вимірюється вектор кутової швидкості \mathbf{W} та вектор позірного прискорення \mathbf{A} в проекціях на пов'язані осі. Сигнали, пропорційні виміряним проекціям $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ та A_x, A_y, A_z поступають до бортового обчислювача, де за допомогою алгоритмів БІНС по ним обчислюються кути орієнтації об'єкту, його лінійна швидкість та координати. Обчислений таким чином вектор стану разом з динамічними характеристиками потрапляє в алгоритми обчислення керуючих впливів. Останні реалізуються за допомогою виконавчих механізмів, роль яких для ЛА грають регулятор тяги та рульові приводи.

Приведена схема є достатньо традиційною. Однак існує ряд об'єктів, зокрема, тих, що відрізняються високою кутовою динамікою, для яких застосування гіроскопів неможливе через великі накопичувані помилки вимірювань кутів. Дійсно, якщо відносна похибка масштабного коефіцієнту (МК) гіроскопу, що вимірює вздовжню проекцію кутової швидкості обертання, складає $\delta k = 10^{-5}$ (значення відповідає рівню високоточного датчика), то, наприклад, при обертанні зі швидкістю 20 обертів на секунду, похибка визначення кута щосекунди буде збільшуватися на $0,07^\circ$ та вже через 100 с стане більше 7° , що неминуче позначиться на якості керування польотом. Для MEMS-гіроскопів відносна похибка МК може бути в 100 разів більшою, тобто і похибка збільшиться в 100 разів.

За цих умов застосування акселерометричних БІНС, у яких оцінка кутової швидкості та, можливо, корекція кутів орієнтації, здійснюється за показаннями акселерометрів, може бути доцільним та цілком ефективним. Тим більш, що, як показали дослідження, похибка оцінки кутової швидкості за допомогою АК буде тим менше, чим більше сама швидкість. Таким чином, для гіроскопічних БІНС та АБІНС при збільшенні кутової швидкості мають місце зустрічні тенденції: для перших абсолютна похибка вимірювань зростає, для других – зменшується. Отже, актуальною стає задача оцінки області ефективного застосування тих та інших БІНС.

З точки зору структури системи автоматичного керування з АБІНС зміниться лише в частині приладного составу датчиків та алгоритмічного забезпечення (рис.2.2).

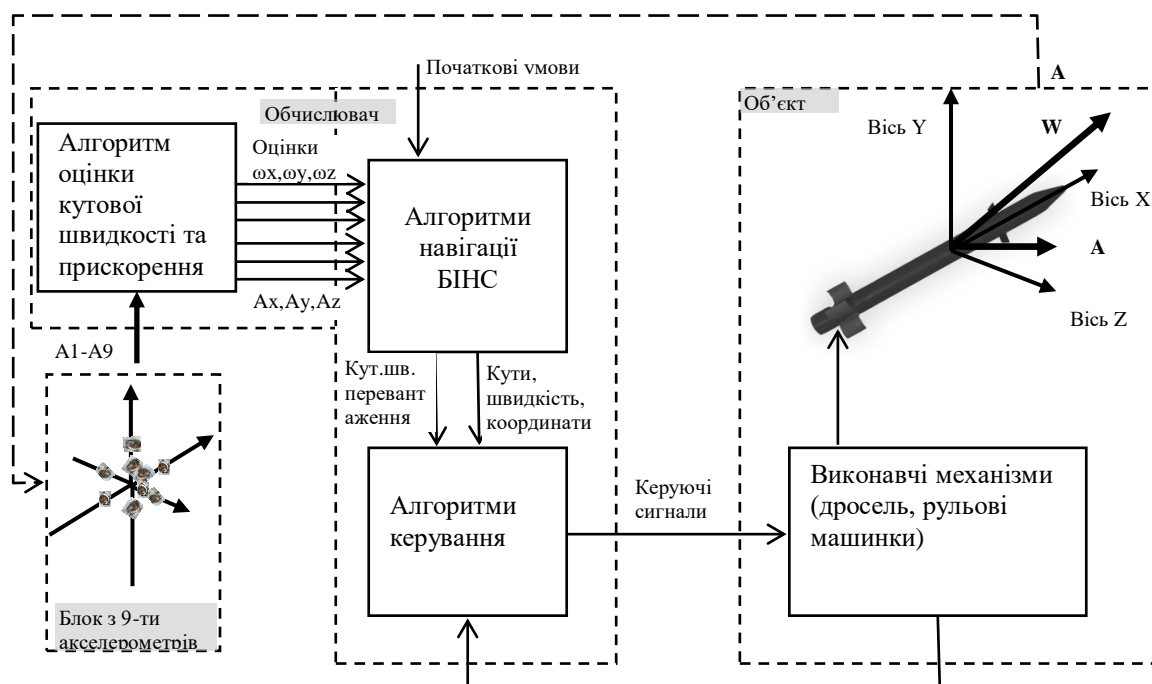


Рисунок 2.2 – Узагальнена схема системи автоматичного керування з АБІНС

Така схема не є традиційною та для неї необхідно обрати розміщення надлишкового числа акселерометрів, розробити алгоритми оцінки кутової швидкості та прискорення, дослідити область застосування такої системи. Рішенню перерахованих задач присвячено даний розділ дисертації.

Першою вирішується проблема вибору складу та структури надлишкової системи акселерометрів для вироблення навігаційної інформації. Проте її рішення тісно пов'язане зі способом відновлення динамічних характеристик (прискорення та кутової швидкості) об'єкту за вимірами АК. Тому дана проблема вирішується сумісно з розробкою алгоритму оцінки кутової швидкості за вимірами акселерометричного вимірювального модуля (ABM).

2.2 Метод оцінки динамічних характеристик та вибір структури надлишкової АБІНС

Розглянемо найбільш загальний випадок АВМ з n акселерометрами, розташованими довільним чином відносно базової СК, пов'язаної з об'єктом.

Нехай є n акселерометрів з осями чутливості $\bar{e}_1, \bar{e}_2, \dots, \bar{e}_n$, розташування яких в зв'язаній системі координат (ЗСК) задається відповідно векторами $\bar{p}_1, \bar{p}_2, \dots, \bar{p}_n$. У розділі 1 отримано, що показання акселерометрів відповідають виразам (1.5). З них видно, що у загальному випадку вимірювання акселерометрів у кожний момент часу містить інформацію як про лінійне прискорення базової точки $\bar{w}_0 = (w_{0x}, w_{0y}, w_{0z})$, так і про кутову швидкість $\bar{\omega} = (\omega_x, \omega_y, \omega_z)$ та кутове прискорення $\dot{\bar{\omega}} = (\dot{\omega}_x, \dot{\omega}_y, \dot{\omega}_z)$ АВМ. На підставі сказаного можна сформулювати гіпотезу про те, що, маючи достатню кількість акселерометрів, необхідних для обчислення динамічних характеристик руху, шляхом вирішення системи рівнянь (1.5) для n акселерометрів можна вичислити миттєві значення вектору лінійного прискорення \bar{w}_0 та векторів кутової швидкості $\bar{\omega}$ і кутового прискорення $\dot{\bar{\omega}}$. Підтвердимо дану гіпотезу шляхом розробки алгоритму, що вирішує дану задачу.

Система рівнянь (1.5) має особливості, які роблять відновлення динамічних характеристик за вимірами акселерометрів не тривіальними. По-перше, кутове прискорення та кутова швидкість, що входять до (1.5), не є незалежними змінними, однак зв'язок між ними можливо встановити лише в динаміці (при зміні часу); по-друге, рівняння інваріантні відносно векторів $\bar{\omega}$ та $(-\bar{\omega})$, отже, через знакову невизначеність визначити кутову швидкість безпосередньо з них неможна; по-третє, ступінь впливу шуканих динамічних характеристик на показання АК суттєво залежить від параметрів установки АК \bar{p}_i, \bar{e}_i , а в деяких випадках може бути взагалі відсутньою.

Через нелінійний характер рівнянь (1.5), а також сформульованих вище особливостей задачі, не вдалося в загальному випадку підібрати ефективний чисельний метод рішення такої системи. Окрім того, спосіб визначення шуканих

характеристик руху має складати основу алгоритму, функціонуючого в реальному масштабі часу, що накладає суттєві обмеження на його обчислювальну складність.

З урахуванням сказаного, надалі реалізовано наступний підхід: шляхом вибору певної конфігурації АВМ максимально спрощується система рівнянь i , відповідно, алгоритм її рішення. Таким чином, в основу вибору конфігурації АВМ покладається критерій максимального спрощення алгоритму відновлення усіх динамічних змінних за вимірами акселерометрів.

Для спрощення задачі використаємо наступну властивість рівняння (1.5): якщо вектор \bar{e}_i колінеарний вектору $\bar{\rho}_i$, то (1.5) $\left(\left[\frac{d\bar{\omega}}{dt} \times \bar{\rho}_i \right], \bar{e}_i \right) = 0$, i результуюче рівняння приймає вигляд:

$$A_i = (\bar{\omega}_O, \bar{e}_i) + (\bar{\omega}, \bar{e}_i) \cdot (\bar{\omega}, \bar{\rho}_i) - (\bar{\rho}_i, \bar{e}_i) \cdot \omega^2. \quad (2.1)$$

А оскільки напрям вектору $\bar{\rho}_i$ визначається двома точками: точкою дислокації АК і центром базової СК, то при виборі базової точки O на протязі осей чутливості (ОЧ) АК, що можливо при перетині ОЧ усіх АК в одній точці, виміри стають інваріантними до кутового прискорення.

Використаємо цю властивість інваріантності та розглянемо конфігурацію АК, для якої воно очевидно виконується. Нехай для шести АК $\bar{e}_1 = (1,0,0)$, $\bar{e}_2 = (0,1,0)$, $\bar{e}_3 = (0,0,1)$, $\bar{e}_4 = (-1,0,0)$, $\bar{e}_5 = (0,-1,0)$, $\bar{e}_6 = (0,0,-1)$ та $\bar{\rho}_i = \rho_i \cdot \bar{e}_i$, де ρ_i - віддаленість i -го акселерометра від точки O , $i = \overline{1,6}$ (рис.2.3).

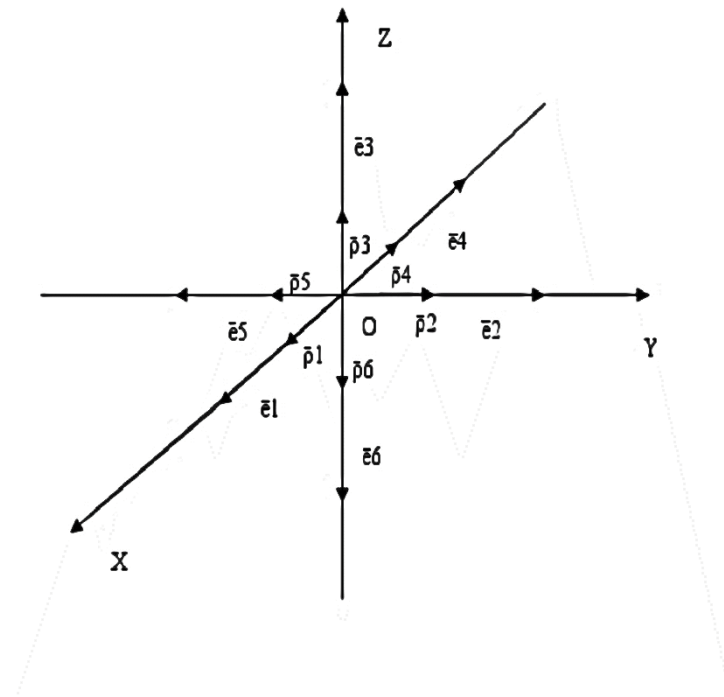


Рисунок 2.3 – Схема розміщення шести АК в блоці

Рівняння (2.1), розписане для кожного АК, утворює систему

$$\begin{cases} w_{0x} - \rho_1 \omega_y^2 - \rho_1 \omega_z^2 = A_1 \\ w_{0y} - \rho_2 \omega_x^2 - \rho_2 \omega_z^2 = A_2 \\ w_{0z} - \rho_3 \omega_x^2 - \rho_3 \omega_y^2 = A_3 \\ w_{0x} - \rho_4 \omega_y^2 - \rho_4 \omega_z^2 = -A_4 \\ w_{0y} - \rho_5 \omega_z^2 - \rho_5 \omega_x^2 = -A_5 \\ w_{0z} - \rho_6 \omega_x^2 - \rho_6 \omega_y^2 = -A_6 \end{cases}.$$

Вирішуючи цю систему відносно компонент вектору кутового прискорення та квадрату компонент вектору кутової швидкості, отримаємо

$$\left\{ \begin{array}{l} w_{0x} = \frac{\rho_4 \cdot A_1 - \rho_1 \cdot A_4}{\rho_1 + \rho_4} \\ w_{0y} = \frac{\rho_5 \cdot A_2 - \rho_2 \cdot A_5}{\rho_2 + \rho_5} \\ w_{0z} = \frac{\rho_6 \cdot A_3 - \rho_3 \cdot A_6}{\rho_3 + \rho_6} \\ \omega_x^2 = \frac{A_1 + A_4}{2 \cdot (\rho_1 + \rho_4)} - \frac{A_2 + A_5}{2 \cdot (\rho_2 + \rho_5)} - \frac{A_3 + A_6}{2 \cdot (\rho_3 + \rho_6)} \\ \omega_y^2 = \frac{A_2 + A_5}{2 \cdot (\rho_2 + \rho_5)} - \frac{A_1 + A_4}{2 \cdot (\rho_1 + \rho_4)} - \frac{A_3 + A_6}{2 \cdot (\rho_3 + \rho_6)} \\ \omega_z^2 = \frac{A_3 + A_6}{2 \cdot (\rho_3 + \rho_6)} - \frac{A_2 + A_5}{2 \cdot (\rho_2 + \rho_5)} - \frac{A_1 + A_4}{2 \cdot (\rho_1 + \rho_4)} \end{array} \right. . \quad (2.2)$$

Звідси випливає, що за вимірами шести АК, організованими в подібну структуру, компоненти вектору кутової швидкості $\vec{\omega} = (\omega_x, \omega_y, \omega_z)$ можуть бути визначені з точністю до знаку.

Для вирішення знакової невизначеності пропонується розширити склад АВМ включенням в нього ще трьох АК, вимірювання яких використовувати для оцінки фактичного кутового прискорення.

Опишемо стратегію застосування вимірюного кутового прискорення для визначення знаку кутової швидкості, квадрат якої обчислюється за допомогою (2.2).

Припустимо, що виміряне в момент часу t_{k+1} (k - номер такту оновлення інформації) фактичне кутове прискорення більше нуля и при цьому обчислений за формулами (2.2) квадрат компоненти кутової швидкості в момент часу t_{k+1} став більше, ніж у t_k . Це означає, що значення кутової швидкості для t_{k+1} має бути позитивним. Якщо ж за тих же умов квадрат компоненти зменшився, то відповідне значення кутової швидкості необхідно брати зі знаком мінус. Відмітимо, що така стратегія втрачає свою ефективність в околиці нульового значення компоненти кутової швидкості.

Формалізуємо описану стратегію.

Будемо використовувати прогнозуючу модель вектору кутової швидкості виду

$$\bar{\Omega}_{k+1} = \bar{\omega}_k + 0.5 \cdot (\dot{\bar{\omega}}_k + \dot{\bar{\omega}}_{k+1}^*) \cdot \Delta t, \quad (2.3)$$

в якій

k - номер попереднього такту оновлення інформації тривалості Δt ;

$\bar{\omega}_k, \dot{\bar{\omega}}_k$ - значення кутової швидкості та кутового прискорення, прийняті для попереднього моменту часу;

$\dot{\bar{\omega}}_{k+1}^*$ - оцінка кутового прискорення, отримана за вимірами додаткових АК для поточного моменту часу.

Для отримання оцінки $\dot{\bar{\omega}}_{k+1}^*$ використовуються виміри від трьох додаткових АК, розташування яких задається параметрами $\vec{e}_7 = (0,1,0)$, $\vec{e}_8 = (0,0,1)$, $\vec{e}_9 = (1,0,0)$; $\vec{\rho}_7 = (\rho_7, 0, 0)$, $\vec{\rho}_8 = (0, \rho_8, 0)$, $\vec{\rho}_9 = (0, 0, \rho_9)$ (рис.2.4):

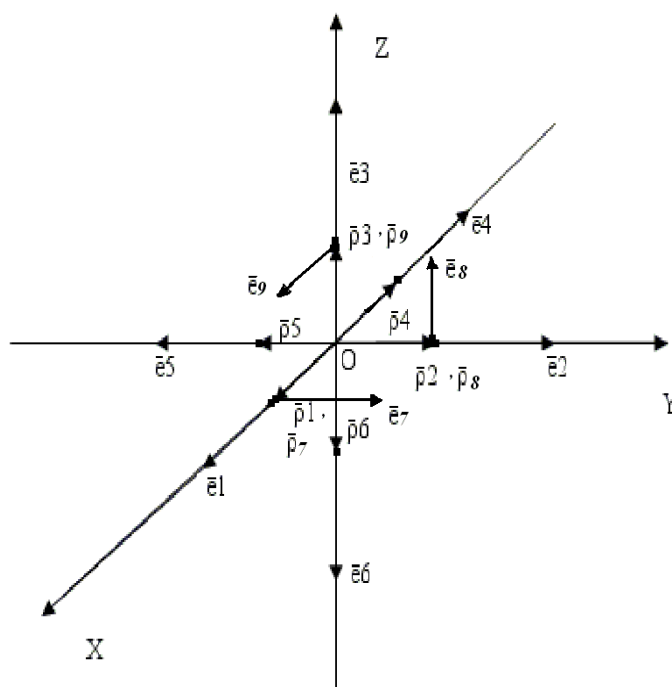


Рисунок 2.4 – Схема розміщення дев'яти АК в блоці

При цьому модель вимірювань для них з урахуванням обраних точок дислокації має вигляд:

$$A_7 = w_{0y} + \rho_7 \cdot \dot{\omega}_z + \rho_7 \cdot \omega_x \cdot \omega_y,$$

$$A_8 = w_{0z} + \rho_8 \cdot \dot{\omega}_x + \rho_8 \cdot \omega_y \cdot \omega_z,$$

$$A_9 = w_{0x} + \rho_9 \cdot \dot{\omega}_y + \rho_9 \cdot \omega_x \cdot \omega_z,$$

Тут $\omega_{x,y,z}$ - істинні значення компонент кутової швидкості в поточний момент часу. Вирішимо її відносно компонент кутового прискорення та скористаємося результатом, як алгоритмом, за яким здійснюється оцінка кутового прискорення:

$$\dot{\omega}_x^* = \frac{1}{\rho_8} \cdot (A_8 - w_{0z} - \rho_8 \cdot \omega_y^{\pm} \cdot \omega_z^{\pm}),$$

$$\dot{\omega}_y^* = \frac{1}{\rho_9} \cdot (A_9 - w_{0x} - \rho_9 \cdot \omega_x^{\pm} \cdot \omega_z^{\pm}),$$

$$\dot{\omega}_z^* = \frac{1}{\rho_7} \cdot (A_7 - w_{0y} - \rho_7 \cdot \omega_x^{\pm} \cdot \omega_y^{\pm}).$$

Оскільки істинні значення компонент кутової швидкості на даному етапі можуть бути обчислені на основі (2.2) з точністю до знаку, в приведених виразах запис $\omega_i^{\pm}, i = x, y, z$ означає, що вони беруться або зі знаком «плюс», або зі знаком «мінус». При цьому, вектор $\dot{\vec{\omega}}_{k+1}^* = (\dot{\omega}_x^*, \dot{\omega}_y^*, \dot{\omega}_z^*)$ формується з указаних компонент при всіляких поєднаннях знаків $\omega_i^{\pm}, i = x, y, z$. Таким чином, враховуючи двозначність $\omega_i^{\pm}, i = x, y, z$, отримаємо набір з восьми значень вектору $\dot{\vec{\omega}}_{k+1}^*$ та, відповідно, вісім значень спрогнозованої кутової швидкості $\vec{\omega}_{k+1}$. Порівнюючи прогнозоване значення швидкості $\vec{\omega}_{k+1}$ з вимірним вектором, складеним з відповідних компонент $\omega_x^{\pm}, \omega_y^{\pm}, \omega_z^{\pm}$, за критерієм мінімальної довжини вектору різниці приймається рішення щодо дійсного значення векторів кутового прискорення та кутової швидкості. Надалі, в наступні моменти часу, ці значення використовуються в (2.3) замість $\dot{\vec{\omega}}_k, \vec{\omega}_k$. Початкове значення прискорення та кутової швидкості при цьому мають бути відомі.

Таким чином, застосування прогнозуючої моделі (2.3) дозволяє узгодити між собою зміну оцінки кутової швидкості та обчисленого кутового прискорення.

В якості результату приймаються такі значення швидкості та прискорення, за яких прогнозоване значення швидкості максимально близько до обчисленої швидкості. Для демонстрації принципової працездатності розробленого алгоритму обчислення лінійного прискорення та кутової швидкості за вимірюваннями 9-ти АК з застосуванням прогнозуючої моделі проведено моделювання в наступних умовах.

Розглядається тверде тіло з головними моментами інерції $I_1 = 0.48 \text{ кг}\cdot\text{м}^2$, $I_2 = 1.2 \text{ кг}\cdot\text{м}^2$, $I_3 = 1.32 \text{ кг}\cdot\text{м}^2$, що здійснюють складний рух під впливом змінної сили та моменту. Датчики вважаються ідеальними з ідеальним розміщенням. При цьому істинні (модельні) значення лінійного прискорення змінюються за гармонічним законом (рис.2.5), а значення кутової швидкості, як на рис.2.6. Тривалість моделювання 100 с, такт оновлення інформації з АК складає 0.01 с.

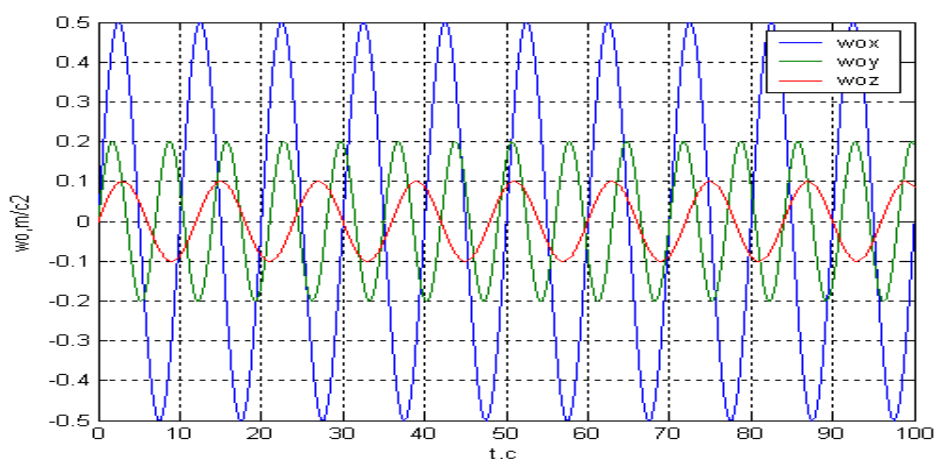


Рисунок 2.5 – Модельні значення прискорень

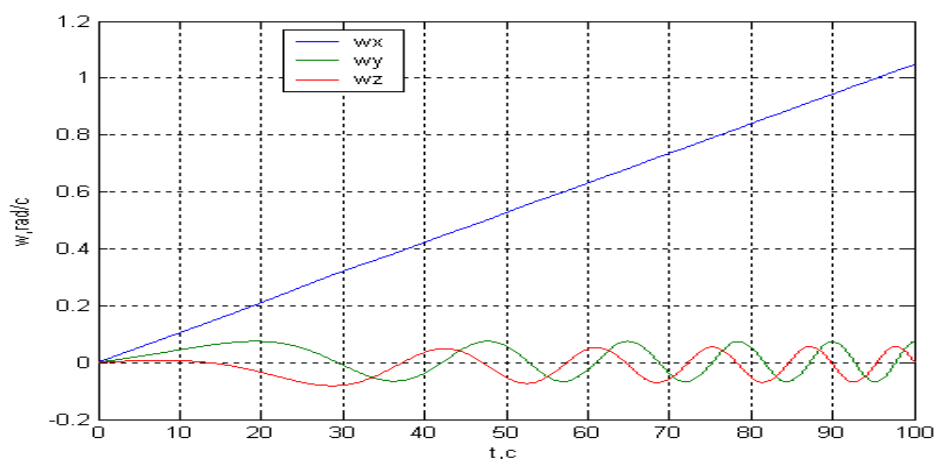


Рисунок 2.6 – Модельні значення кутової швидкості

В результаті застосування алгоритму оцінка лінійного прискорення практично співпадає з істинним значенням, відхиляючись від останнього не більше, ніж на 10^{-15} м/с^2 , вочевидь, на величину обчислювальної погрішності (рис.2.7). Що стосується погрішності визначення кутової швидкості, то здебільшого вона не значна і має порядок 10^{-15} рад/с , але в окремі моменти часу, коли значення компоненти кутової швидкості змінює знак, відповідна похибка стрибкоподібно збільшується, а при віддаленні від нульового значення швидкості знову зменшується (рис.2.8).

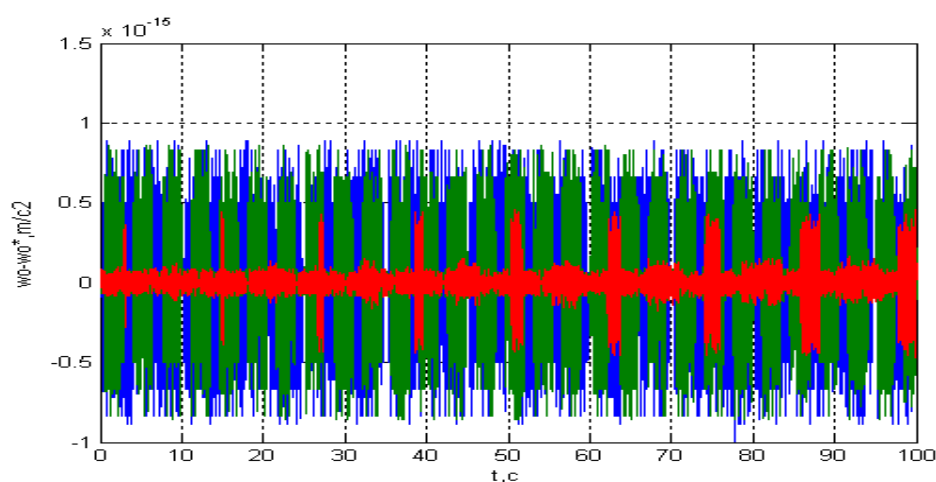


Рисунок 2.7 – Різниця між модельними та отриманими на основі вимірювань прискореннями

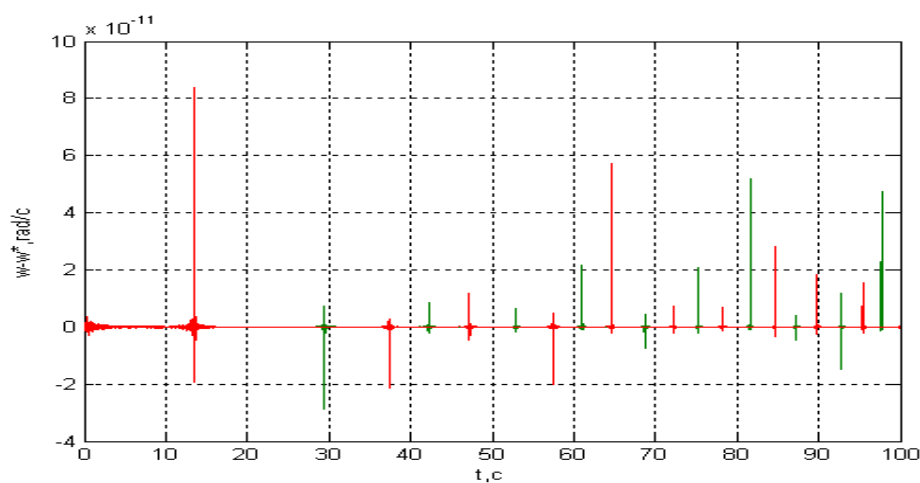


Рисунок 2.8 – Різниця між модельними та отриманими на основі вимірювань кутовими швидкостями

Таким чином, результати моделювання свідчать про принципову можливість визначення вектору абсолютного прискорення твердого тіла та вектору кутової швидкості АВМ за вимірами системи 9 акселерометрів запропонованої конфігурації. Алгоритм обчислення динамічних змінних відрізняється простотою, проте має особливість при нульовому значенні якої-небудь компоненти кутової швидкості.

Для дослідження властивостей розробленого алгоритму надалі побудована та проаналізована аналітична модель його похибок та проведена оцінка області ефективного застосування.

2.3 Розробка та аналіз розширеної моделі похибок АБІНС

Встановимо зв'язок між похибками визначення лінійного прискорення та кутової швидкості за формулами (2.2) з вимірювальною похибкою АК, побудувавши для цього модель інструментальних похибок АВМ.

Відомо, що вирази для моделей похибок частіше всього отримують за допомогою рівнянь у варіаціях для змінних стану системи, що представляють собою лінеаризовані відносно алгоритму ідеальної роботи рівняння першого наближення. Похибки гіроскопів та акселерометрів часто представляються як сума постійного зміщення нуля та шумової складової. Враховуються також похибка масштабного коефіцієнту вимірювачів та перекося осей чутливості [1].

При створенні АВМ акселерометри прагнуть розташувати в блоці відповідно з так званими номінальними значеннями параметрів дислокації. Однак у точності забезпечити на практиці таке розміщення неможливо. Тому при побудові моделі похибок візьмемо до уваги, що фактичне розташування кожного АК в БСК відрізняється від номінального на невідому величину $\delta\bar{\rho}$ та визначається радіус-вектором $\bar{\rho}^* = \bar{\rho} + \delta\bar{\rho}$, а фактичному напрямленню осі чутливості відповідає вектор $\bar{e}^* = \bar{e} + \delta\bar{e}$, також відмінний від номінального. В

цьому випадку фактичному вимірюванню АК в кожний момент часу відповідає вираз

$$A^* = (\bar{w}_O, \bar{e}^*) + \left([\dot{\bar{w}} \times \bar{p}^*] \bar{e}^* \right) + (\bar{w}, \bar{e}^*) \cdot (\bar{w}, \bar{p}^*) - (\bar{p}^*, \bar{e}^*) \cdot \omega^2 + \Delta a + \xi \quad (2.4)$$

в якому \bar{w}_O - позірне прискорення точки O, $\bar{w}, \dot{\bar{w}}$ - істинне значення вектору кутової швидкості та кутового прискорення, Δa – невідома постійна систематична похибка вимірювання АК (зміщення нуля), ξ - випадкова похибка з нульовим середнім.

Для оцінки похибок алгоритму обчислення позірного прискорення та кутової швидкості провар'юємо (2.2) та отримаємо

$$\begin{aligned} \delta w_{ox} &= \delta \rho_4 \cdot \frac{(A_1 \cdot \rho_1 + A_4 \cdot \rho_1)}{(\rho_1 + \rho_4)^2} + \delta \rho_1 \cdot \frac{(-A_4 \cdot \rho_4 - A_1 \cdot \rho_4)}{(\rho_1 + \rho_4)^2} + \delta A_1 \cdot \frac{\rho_4}{\rho_1 + \rho_4} + \delta A_4 \cdot \frac{-\rho_1}{\rho_1 + \rho_4} \\ \delta w_{oy} &= \delta \rho_5 \cdot \frac{(A_2 \cdot \rho_2 + A_5 \cdot \rho_2)}{(\rho_2 + \rho_5)^2} + \delta \rho_2 \cdot \frac{(-A_5 \cdot \rho_5 - A_2 \cdot \rho_5)}{(\rho_2 + \rho_5)^2} + \delta A_2 \cdot \frac{\rho_5}{\rho_2 + \rho_5} + \delta A_5 \cdot \frac{-\rho_2}{\rho_2 + \rho_5} \\ \delta w_{oz} &= \delta \rho_6 \cdot \frac{(A_3 \cdot \rho_3 + A_6 \cdot \rho_3)}{(\rho_3 + \rho_6)^2} + \delta \rho_3 \cdot \frac{(-A_6 \cdot \rho_6 - A_3 \cdot \rho_6)}{(\rho_3 + \rho_6)^2} + \delta A_3 \cdot \frac{\rho_6}{\rho_3 + \rho_6} + \delta A_6 \cdot \frac{-\rho_3}{\rho_3 + \rho_6} \\ \delta \omega_x &= \frac{1}{\omega_x} \cdot \left(\frac{\delta A_1 + \delta A_4}{4 \cdot (\rho_1 + \rho_4)} + \frac{(\delta \rho_1 + \delta \rho_4) \cdot (-A_1 - A_4)}{4 \cdot (\rho_1 + \rho_4)^2} + \frac{-\delta A_2 - \delta A_5}{4 \cdot (\rho_2 + \rho_5)} + \frac{(\delta \rho_2 + \delta \rho_5) \cdot (A_2 + A_5)}{4 \cdot (\rho_2 + \rho_5)^2} + \right. \\ &\quad \left. + \frac{-\delta A_3 - \delta A_6}{4 \cdot (\rho_3 + \rho_6)} + \frac{(\delta \rho_3 + \delta \rho_6) \cdot (A_3 + A_6)}{4 \cdot (\rho_3 + \rho_6)^2} \right); \\ \delta \omega_y &= \frac{1}{\omega_y} \cdot \left(\frac{-\delta A_1 - \delta A_4}{4 \cdot (\rho_1 + \rho_4)} + \frac{(\delta \rho_1 + \delta \rho_4) \cdot (A_1 + A_4)}{4 \cdot (\rho_1 + \rho_4)^2} + \frac{\delta A_2 + \delta A_5}{4 \cdot (\rho_2 + \rho_5)} + \frac{(\delta \rho_2 + \delta \rho_5) \cdot (-A_2 - A_5)}{4 \cdot (\rho_2 + \rho_5)^2} + \right. \\ &\quad \left. + \frac{-\delta A_3 - \delta A_6}{4 \cdot (\rho_3 + \rho_6)} + \frac{(\delta \rho_3 + \delta \rho_6) \cdot (A_3 + A_6)}{4 \cdot (\rho_3 + \rho_6)^2} \right); \\ \delta \omega_z &= \frac{1}{\omega_z} \cdot \left(\frac{-\delta A_1 - \delta A_4}{4 \cdot (\rho_1 + \rho_4)} + \frac{(\delta \rho_1 + \delta \rho_4) \cdot (A_1 + A_4)}{4 \cdot (\rho_1 + \rho_4)^2} + \frac{-\delta A_2 - \delta A_5}{4 \cdot (\rho_2 + \rho_5)} + \frac{(\delta \rho_2 + \delta \rho_5) \cdot (A_2 + A_5)}{4 \cdot (\rho_2 + \rho_5)^2} + \right. \\ &\quad \left. + \frac{\delta A_3 + \delta A_6}{4 \cdot (\rho_3 + \rho_6)} + \frac{(\delta \rho_3 + \delta \rho_6) \cdot (-A_3 - A_6)}{4 \cdot (\rho_3 + \rho_6)^2} \right); \end{aligned} \quad (2.5)$$

де δw_{ox} , δw_{oy} , δw_{oz} – помилки визначення лінійного прискорення, δp_i , $i = \overline{1,6}$ – похибка розташування відповідного АК, δA_i , $i = \overline{1,6}$ – це похибка, яку утримують вимірювання i -го акселерометру, причому їй відповідає вираз

$$\delta A_i = (w_o, \delta e_i) + (w, \delta e_i) \cdot (w, p_i) + (w, e_i) \cdot (w, \delta p_i) + (w, \delta e_i) \cdot (w, \delta p_i) + ([\dot{w}, p_i], \delta e_i) + ([\dot{w}, \delta p_i], e_i) + ([\dot{w}, \delta p_i], \delta e_i) - (p_i, \delta e_i) \cdot \omega^2 - (\delta p_i, e_i) \cdot \omega^2 - (\delta p_i, \delta e_i) \cdot \omega^2 + \Delta a_i + \xi_i \quad (2.6)$$

Залишаючи в (2.6) лише ті складові, які лінійно залежать від інструментальних погрешностей, маємо

$$\delta A_i = (w_o, \delta e_i) + (w, \delta e_i) \cdot (w, p_i) + (w, e_i) \cdot (w, \delta p_i) + ([\dot{w}, p_i], \delta e_i) + ([\dot{w}, \delta p_i], e_i) - (p_i, \delta e_i) \cdot \omega^2 - (\delta p_i, e_i) \cdot \omega^2 + \Delta a_i + \xi_i \quad (2.7)$$

Необхідно підкреслити, що при відхиленні параметрів розміщення АК від номінальних значень інваріантність вимірювань АК до кутового прискорення порушується, про що свідчать відповідні складові в (2.7).

Далі, опускаючи шумову складову та вважаючи, що в (2.7) $|\delta p_i| \leq \delta p_{\max}$ та $|\delta e_i| \leq \delta e_{\max}$, $i = \overline{1,6}$ можна записати:

$$|\delta A_i| \leq \delta A_i^* = \delta e_{\max} \cdot (w_o + 2\omega^2 \cdot p_i + \dot{w} \cdot p_i) + \delta p_{\max} \cdot (\dot{w} + 2\omega^2) + |\Delta a_i| \quad (2.8)$$

Останній вираз демонструє, яким чином інструментальні погрешності впливають на помилку вимірювань АК та дозволяють оцінити ступінь впливу в залежності від помилки розташування, перекосу осі чутливості та зміщення нуля АК.

Таким чином, вираз (2.5) та (2.7) дозволяє оцінити помилку обчислення за алгоритмом (2.2) позірного прискорення та кутової швидкості в залежності від інструментальних похибок АВМ (зміщення нуля, перекосу осі, погрешності розміщення). Потрібно відмітити, що синтезована модель похибок вперше враховує також помилку розміщення АК δp_i в БСК, яка, як правило, ігнорується в традиційних моделях. Є примітним те, що у випадку високої кутової динаміки її вклад стає відчутним.

Характеризуючи отриману модель в цілому, треба зазначити наступне:

- на похибку обчислення компонент вектору лінійного прискорення, найбільший вплив має зміщення нуля акселерометрів, ОЧ яких розташовані вздовж відповідної осі БСК;

- на похибку обчислення кутової швидкості впливає, як зміщення нуля, так і перекося ОЧ та похибка розміщення АК у БСК, причому вклад останніх є пропорційним величині кутової швидкості та кутового прискорення;

- алгоритм обчислення компонент кутової швидкості має особливості при нульових значеннях останніх. Це проявляється в тому, що при зменшенні абсолютного значення якої-небудь компоненти кутової швидкості похибка її визначення швидко збільшується, так як $\omega_i, i = x, y, z$ стоять у знаменнику (2.5) при ненульовому, в загальному випадку, чисельнику. Таким чином, застосовувати розглянуту технологію оцінки кутової швидкості за допомогою АВМ можливе лише для об'єктів, що обертаються;

- на ефективність застосування алгоритму впливає фактор рознесення АК у просторі, причому, чим далі розташовані АК від початку БСК, тим точність оцінки кутової швидкості вище. Проте використати цей фактор у рамках конструктивно локалізованої інформаційної системи з урахуванням сучасної тенденції до мініатюризації навряд чи вдасться. З іншого боку, якщо розглядати розподілену інформаційно-вимірювальну систему, компоненти якої розповсюджені по усьому об'єкту, то фактор розміщення АК може бути ефективно використано.

2.4 Формування вимог до точності блоку вимірювачів та оцінка області застосування АБІНС

Отримана вище модель похибок визначення динамічних змінних за вимірюваннями АВМ може бути використана, по-перше, для формування вимог до допустимої похибки вимірювань АК, виходячи з необхідної точності всієї системи; по-друге, для оцінки області ефективного застосування АБІНС. Під областю ефективного застосування будемо розуміти діапазон кутових швидкостей, у якому похибка алгоритму визначення швидкості менша за 50%.

Однак провести бажаний аналіз для моделі похибок виду (2.5), відповідну алгоритму (2.2), через складність не вдається. За цих умов спростимо алгоритм визначення динамічних змінних, використавши припущення рівновіддаленості АК від початку БСК.

Розглянемо шість АК, розташованих, як на рис. 2.1. Для обраної конфігурації орти для ОЧ задаються, як $\bar{e}_1 = (1,0,0)$, $\bar{e}_2 = (0,1,0)$, $\bar{e}_3 = (0,0,1)$, $\bar{e}_4 = (-1,0,0)$, $\bar{e}_5 = (0,-1,0)$, $\bar{e}_6 = (0,0,-1)$, а радіус-вектори розташування АК пов'язані з осями чутливості співвідношенням $\bar{\rho}_i = \rho \cdot \bar{e}_i$, де ρ - відстань від точки дислокації АК до початку БСК, передбачуване однаковим для усіх датчиків.

Вважаючи в алгоритмі (2.2) $\rho_i = \rho, i = \overline{1,6}$, неважко отримати, що рішення системи рівнянь відносно невідомих $\bar{w}_O = (w_{Ox}, w_{Oy}, w_{Oz})$, $\bar{\omega} = (\omega_x, \omega_y, \omega_z)$ має вигляд

$$\left\{ \begin{array}{l} w_{Ox} = \frac{A_1 - A_4}{2} \\ w_{Oy} = \frac{A_2 - A_5}{2} \\ w_{Oz} = \frac{A_3 - A_6}{2} \\ \omega_x^2 = a_{14} - a_{25} - a_{36} \\ \omega_y^2 = -a_{14} + a_{25} - a_{36} \\ \omega_z^2 = -a_{14} - a_{25} + a_{36} \end{array} \right. \quad (2.9)$$

$$\text{де } a_{14} = \frac{A_1 + A_4}{2 \cdot \rho}, a_{25} = \frac{A_2 + A_5}{2 \cdot \rho}, a_{36} = \frac{A_3 + A_6}{2 \cdot \rho}$$

Вираз (2.9) приймемо у якості спрощеного алгоритму визначення динамічних змінних та проведемо його дослідження з точки зору забезпеченої точності.

Припустимо, що усі три компоненти кутової швидкості рівноправні, тобто можуть приймати значення з одного й того ж діапазону. У цьому випадку для формування вимог до АК достатньо розглянути одну з компонент, наприклад ω_x .

Тоді для максимальної помилки визначення за алгоритмом (2.9) ненульової проекції кутової швидкості Δ_{ω}^{\max} у лінійному наближенні маємо

$$\Delta_{\omega}^{\max} = \frac{1}{2 \cdot \omega_x} \cdot \max_{\substack{|\Delta A_i| \leq \Delta_A^{\max} \\ i=1,6}} (\delta a_{14} - \delta a_{25} - \delta a_{36}) = \frac{3}{2 \cdot |\omega_x|} \frac{\Delta_A^{\max}}{\rho}, \quad (2.10)$$

де $\delta a_{14}, \delta a_{25}, \delta a_{36}$ - помилки обчислення відповідних параметрів.

З отриманого співвідношення легко установити область ефективного застосування акселерометричних вимірювань кутової швидкості.

Зафіксуємо конструктивний параметр ρ і максимальне значення можливої погрішності акселерометру Δ_A^{\max} . Тоді, задаючись рівнем допустимої похибки оцінки кутової швидкості Δ_{ω}^* , з умови $\Delta_{\omega}^{\max} \leq \Delta_{\omega}^*$ з урахуванням (2.10) знаходимо

$$|\omega_x| \geq \frac{3}{2 \cdot \rho} \cdot \frac{\Delta_A^{\max}}{\Delta_{\omega}^*}. \quad (2.11)$$

З урахуванням практичної доцільності приймемо, що відносна похибка оцінки кутової швидкості не має перевищувати 50%, в інакшому випадку оцінка втрачає сенс. Сукупність параметрів задачі, для якої задовольняється сформований критерій, називаємо областю ефективного застосування.

За цих умов нижню границю Ω_{ω}^{\min} (рис. 2.9) області ефективного застосування алгоритму для заданого Δ_{ω}^* можна знайти у вигляді функції

$$\Omega_{\omega}^{\min}(\Delta_{\omega}^*) = \max \left(\frac{3}{2 \cdot \rho} \cdot \frac{\Delta_A^{\max}}{\Delta_{\omega}^*}; 2 \cdot \Delta_{\omega}^* \right), \quad (2.12)$$

Що має мінімум у точці А при значенні допустимої похибки кутової швидкості

$$\Delta_{\omega}^{**} = \sqrt{\frac{3 \cdot \Delta_A^{\max}}{4 \cdot \rho}}$$

та рівний кутовій швидкості

$$\Omega_{\omega}^{\min \min} = \sqrt{\frac{3 \cdot \Delta_A^{\max}}{\rho}} \quad (2.13)$$

Області ефективного застосування на рисунку 2.7 відповідає область сірого кольору. Покажемо, як можна користуватись цією побудовою. Задаючись максимально допустимою похибкою Δ_{ω}^* оцінки кутової швидкості, відновлюємо перпендикуляр, який перетинає нижню границю сірої області в деякій точці. Ордината цієї точки - нижня границя для кутової швидкості, за якої застосування акселерометрів для її оцінки ефективно у згаданому вище сенсі.

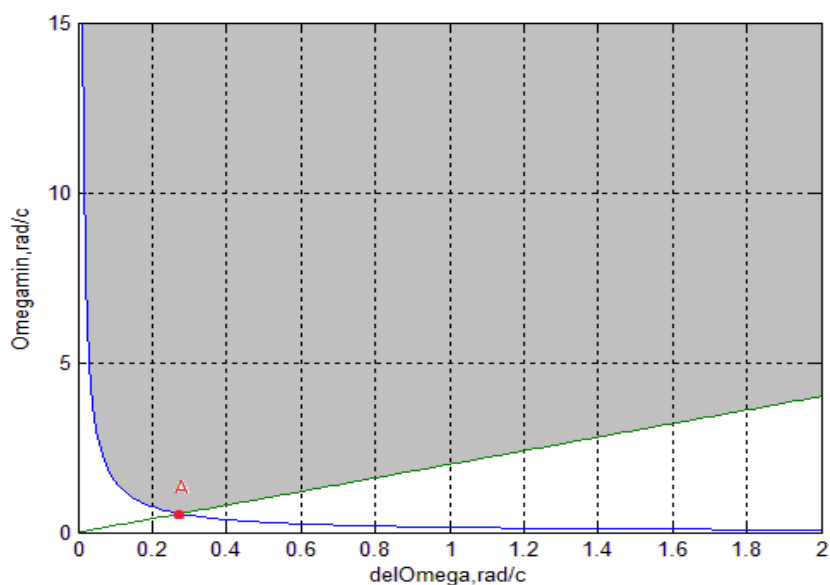


Рисунок 2.9 – Область ефективного застосування алгоритму

Розрахуємо $\Omega_{\omega}^{\min\min}(\Delta_A^{\max})$, інтерпретуючи (2.13), як залежність нижньої межі застосовуваності алгоритму (2.9) (відносної похибки оцінки швидкості 50% від абсолютного значення) від максимальної похибки акселерометру Δ_A^{\max} . Результати розрахунку при $\rho = 0.1\text{м}$ наведені у табл.2.1 і на рис.2.10.

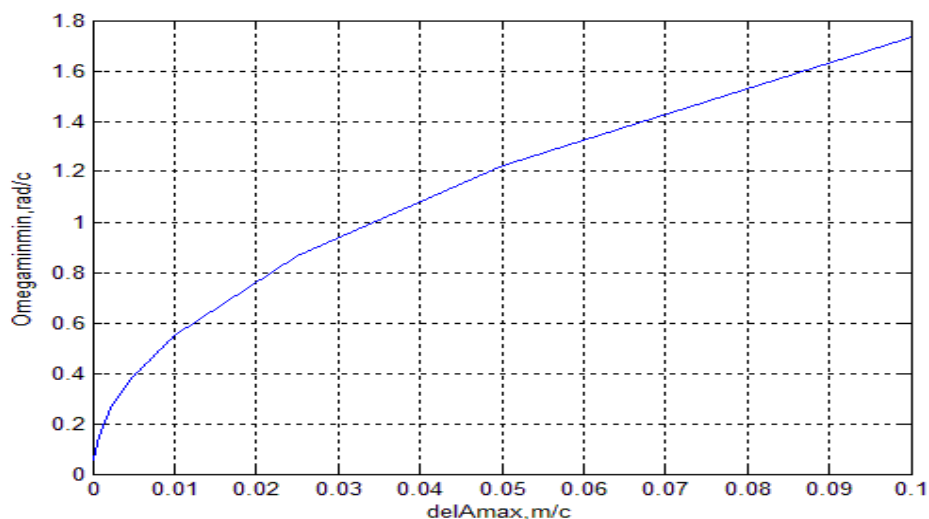


Рисунок 2.10 – Залежність нижньої межі застосовуваності алгоритму

$$\Omega_{\omega}^{\min \min}(\Delta_A^{\max})$$

Таблиця 2.1.

Значення $\Omega_{\omega}^{\min \min}$ в залежності від Δ_A^{\max}

Δ_A^{\max} , м/с ²	$\Omega_{\omega}^{\min \min}$, °/с
0,0001	3,14
0,00025	4,96
0,0005	7,02
0,001	9,93
0,0025	15,70
0,005	22,20
0,01	31,39
0,025	49,64
0,05	70,21
0,1	99,29

Таким чином, отримані співвідношення, які визначають область ефективного застосування акселерометричних вимірювань для визначення

кутової швидкості згідно алгоритму (2.9) при різних значеннях максимально можливої помилки акселерометру.

Залежність (2.12) визначає мінімальне значення кутової швидкості, при якому вимірювання АК здатні забезпечити оцінку цієї швидкості з похибкою, не гірше заданої, при заданих параметрах ρ та Δ_A^{\max} . Співвідношення (2.13)

встановлює в залежності від Δ_A^{\max} нижню границю кутової швидкості, при якій застосування алгоритму (2.9) ще практично може бути доцільним.

Виходячи з моделі (2.10), можна сформулювати вимоги до акселерометрів з урахуванням області застосування та вимог до точності оцінки кутової швидкості.

Розглянемо об'єкт, у процесі руху, який обертається з мінімальною за модулем кутовою швидкістю $\omega^* \neq 0$, і нехай для нього бортовими засобами необхідно оцінити цю швидкість з похибкою, не перевищуючою задане значення

$\Delta_{\omega}^{\max \max} \leq \frac{\omega^*}{2}$. У цьому випадку на основі моделі (2.10) нам знадобляться

акселерометри, максимальна похибка вимірювань яких Δ_A^{\max} буде не більше

$$\Delta_A^{\max \max} = \frac{2 \cdot \omega^* \cdot \rho}{3} \cdot \Delta_{\omega}^{\max \max}. \quad (2.14)$$

Залежність $\Delta_A^{\max \max}(\Delta_{\omega}^{\max \max})$ для різних ω^* проілюстрована на рис.2.11. По осі ординат тут відкладена максимально допустима похибка оцінки кутової швидкості, по осі абсцис - максимально допустима похибка акселерометра. Відповідні значення ω^* в рад./с указані біля відповідної прямої. Прямі для різних ω^* мають різну довжину, оскільки побудову зроблено лише в області ефективного застосування, тобто коли похибка оцінки швидкості не перевищує 50% від ω^* .

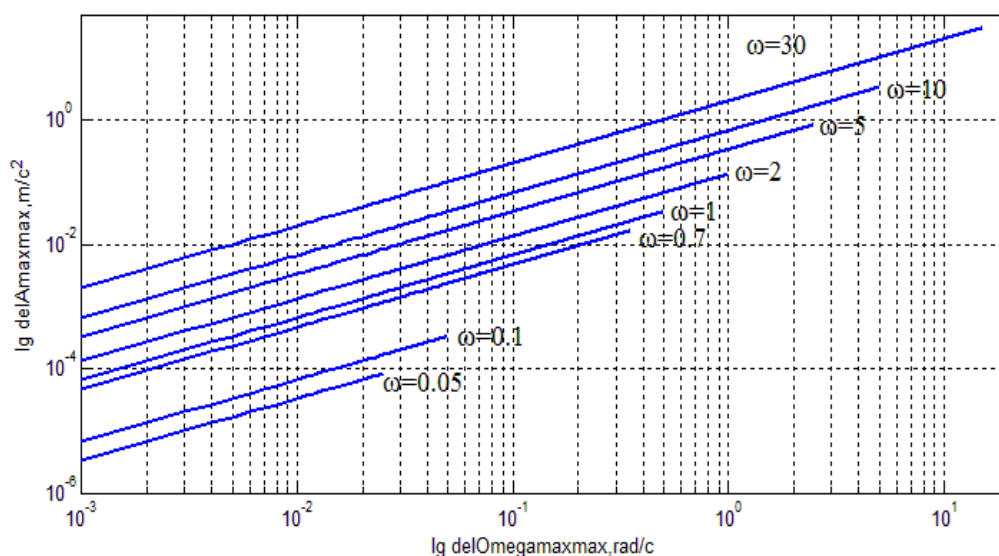


Рисунок 2.11 – Залежність $\Delta_A^{\max \max} (\Delta_\omega^{\max \max})$ для різних ω^*

Таким чином, як видно з рис.2.11, до інтегральної характеристики акселерометрів – точності вимірювань, пред'являються доволі високі вимоги.

Проаналізуємо, як в загальному випадку залежить похибка вимірювань АК від неточності його установки у БСК з ціллю отримати умови, за допомогою яких можна визначити максимально допустиму похибку установки.

Тут і надалі будемо використовувати поняття «номінальний» в тому значенні, що відповідні значення або положення вважаються заданими та використовуються в алгоритмі обробки фактичних вимірювань. Так, наприклад, в (2.9) використовується параметр ρ , як номінальна довжина векторів $\bar{\rho}_i$. Необхідно відмітити, що фактична довжина векторів $\bar{\rho}_i$, враховуючи похибку установки АК, напевно відрізняється від ρ .

Враховуючи специфіку розглянутої задачі, додатковим джерелом похибки рішення є неправильне врахування в алгоритмах фактичного розміщення АК. Цей фактор додаткової помилки в традиційній БІНС не враховується, так як, по-перше, в ній намагаються розташувати акселерометри, якомога ближче один до одного, по-друге, в таких БІНС не ставиться задача відновлення кутової

швидкості за вимірюваннями АК. Тому модель похибки АК, що буде використовуватись надалі, та включає похибку розміщення, є специфічною.

Отже, приймемо, що фактичне розташування АК у ПСК відрізняється від номінального на невідому малу величину $\delta\bar{\rho}$, $|\delta\bar{\rho}| \leq \eta$ і визначається радіус-вектором

$$\bar{\rho}^* = \bar{\rho} + \delta\bar{\rho}, \quad (2.15)$$

а фактичному напрямленню осі чутливості відповідає вектор

$$\bar{e}^* = (\sin\lambda^* \cdot \cos\mu^*; \cos\lambda^*; \sin\lambda^* \cdot \sin\mu^*), \quad (2.16)$$

де $\lambda^* = \lambda + \delta\lambda$, $\mu^* = \mu + \delta\mu$ – значення сферичних кутів (рис.2.12), які відрізняються від номінальних значень λ, μ відповідно на малі кути $\delta\lambda, \delta\mu$ такі, що $|\delta\lambda| \leq \varepsilon$ і $|\delta\mu| \leq \varepsilon$.

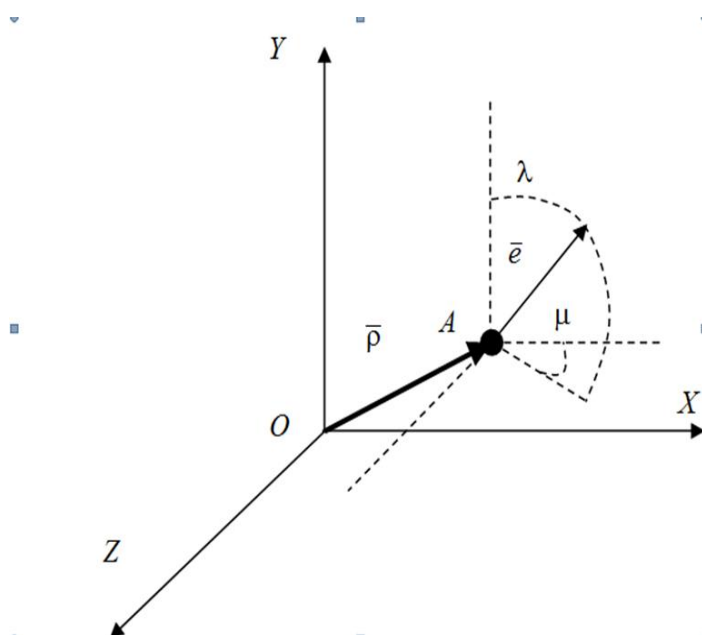


Рисунок 2.12 – Розташування АК у ЗСК

Похибка вимірювань АК, що розуміється як відхилення фактично виміряної величини від її значення, відповідає номінальним величинам $\bar{\rho}$ та \bar{e} , у лінійному наближенні відповідає виразу

$$\begin{aligned}\delta A &= (\bar{w}_o, \delta \bar{e}) + (\bar{w}, \delta \bar{e}) \cdot (\bar{w}, \bar{\rho}) + (\bar{w}, \bar{e}) \cdot (\bar{w}, \delta \bar{\rho}) + ([\dot{\bar{w}}, \bar{\rho}], \delta \bar{e}) + \\ &\quad + ([\dot{\bar{w}}, \delta \bar{\rho}], \bar{e}) - (\bar{\rho}, \delta \bar{e}) \cdot \omega^2 - (\delta \bar{\rho}, \bar{e}) \cdot \omega^2 = \\ &= \left((\bar{w}_o + (\bar{w}, \bar{\rho}) \cdot \bar{w} + [\dot{\bar{w}}, \bar{\rho}] - \omega^2 \cdot \bar{\rho}), \delta \bar{e} \right) + \left(((\bar{w}, \bar{e}) \cdot \bar{w} - [\dot{\bar{w}}, \bar{e}] - \omega^2 \cdot \bar{e}), \delta \bar{\rho} \right),\end{aligned}$$

де

$$\delta \bar{e} = (\cos \lambda \cdot \cos \mu \cdot \delta \lambda - \sin \lambda \cdot \sin \mu \cdot \delta \mu; -\sin \lambda \cdot \delta \lambda; \cos \lambda \cdot \sin \mu \cdot \delta \lambda + \sin \lambda \cdot \cos \mu \cdot \delta \mu)$$

Тут і надалі номер АК (індекс i) опущені, так як міркування справедливі для кожного датчика.

Для отримання гарантованої оцінки, що відповідає "гіршій реалізації", та з урахуванням рівності $\bar{\rho} = \rho \cdot \bar{e}$, справедливої для номінальних значень параметрів системи АК, зображеної на рис. 2.3, використаємо нерівність

$$\begin{aligned}|\delta A| &\leq \left| \bar{w}_o + (\bar{w}, \bar{\rho}) \cdot \bar{w} + [\dot{\bar{w}}, \bar{\rho}] - \omega^2 \cdot \bar{\rho} \right| \cdot \sqrt{2} \cdot \varepsilon + \left| ((\bar{w}, \bar{e}) \cdot \bar{w} - [\dot{\bar{w}}, \bar{e}] - \omega^2 \cdot \bar{e}) \right| \cdot \eta \leq \\ &\leq \left(|\bar{w}_o| + 2 \cdot \rho \cdot \omega^2 + \rho \cdot |\dot{\bar{w}}| \right) \cdot \sqrt{2} \cdot \varepsilon + \left(2 \cdot \omega^2 + |\dot{\bar{w}}| \right) \cdot \eta\end{aligned}\quad (2.17)$$

Отримана нерівність відображає кількісний зв'язок між сумарною похибкою вимірювання АК і максимальними значеннями параметрів, які відповідають за похибку установки АК у ЗСК. Коефіцієнти, які стоять перед ε та η , залежать від параметрів самого руху та визначають ступінь впливу перекосу осі чутливості АК (параметр ε) і похибки дислокації (параметр η) на величину відхилення фактичного вимірювання АК від номінального, використаного в алгоритмі відновлення динамічних характеристик (2.9).

Для визначення допустимих значень параметрів ε та η вимагатимемо, щоб $|\delta A| \leq \Delta_A^{\max \max}$, де $\Delta_A^{\max \max}$ - максимальна допустима сумарна похибка вимірювання АК з (2.14), при якій алгоритм (2.9) визначення прискорення та кутової швидкості ще ефективний.

Вочевидь, що однозначно вирішити (2.17) відносно ε та η неможливо, тому обмежимося прикладом.

Нехай центр мас об'єкту, що рухається з прискоренням, набагато меншим прискоренню вільного падіння, і з повільно змінною кутовою швидкістю, яка не перевищує п'ять оборотів на секунду. Тоді, приймаючи модуль позірною

прискорення $|\bar{w}_O| = 9,81 \text{ м/с}^2$, модуль кутової швидкості $\omega = 32 \text{ рад./с}$ та кутового прискорення $\dot{\omega} = 0$, для $\rho = 0,01 \text{ м}$ отримаємо умову, якій мають задовольняти інструментальні похибки установки АК:

$$43 \cdot \varepsilon + 2048 \cdot \eta \leq \Delta_A^{\max \max}.$$

Таким чином, видно, що для розглянутого руху ступінь впливу похибки розташування АК вище, ніж вплив похиби перекосу ОЧ.

2.5 Висновки до розділу 2

У розділі розглянуто комплекс задач проектування та застосування акселерометричного вимірювального модуля при вирішенні задач керування і навігації. Отримано наступні результати:

- запропонована структура з 9-ти АК, призначена для відновлення позірного прискорення та кутової швидкості в динаміці;
- розроблено та досліджено алгоритм відновлення динамічних змінних та синтезована лінеаризована модель похибок такого алгоритму в залежності від інструментальних похибок АВМ;
- встановлено, що похибка визначення швидкості за акселерометричними вимірами обернено пропорційна самій швидкості, що робить можливим застосування АБІНС лише для об'єктів, що обертаються;
- визначена область ефективного застосування АБІНС. Отримані формули, які визначають допустимий рівень похибки акселерометричних вимірювань в залежності від допустимої похибки отриманої оцінки кутової швидкості;
- побудована математична модель помилки вимірювання акселерометру, яка враховує не лише традиційні похибки, а також похибку його установки у ЗСК. Вона, зокрема, дозволила оцінити ступінь впливу перекосу осі АК та похибки його установки у ЗСК на точність визначення кутової швидкості;
- отримано співвідношення, які можуть бути використані в якості вимог до рівня відповідних інструментальних похибок, виходячи з необхідної точності відновлення кутової швидкості.

Основні результати дисертаційних досліджень, що відображені в другому розділі, опубліковані в роботах [2,3].

2.6 Література до розділу 2

1. CAST-3000 Complete EGI Integration. URL: <http://www.castnav.com> (дата обращения 14.07.2010).
2. Успенский В.Б., Некрасова М.В. Измерения ускорения и угловой скорости твердого тела с помощью избыточной системы акселерометров. *Вісник Національного технічного університету «ХПІ». Збірник наукових праць. Серія: Динаміка і міцність машин.* Харків, 2011. № 63. С. 138-145.
3. Некрасова М.В., Успенский В.Б. Определение требований к точности калибровки блока измерителей в составе акселерометрической БИНС. *Авиационно-космическая техника и технология.* Харьков, ХАИ, 2015. №2 (119). С.63-68.

РОЗДІЛ 3 ПІДВИЩЕННЯ ТОЧНОСТІ АБІНС ШЛЯХОМ КАЛІБРУВАННЯ

Як впливає з розділу 2, точність функціонування АБІНС суттєво залежить від величини похибок вимірювань АК, зумовлених інструментальними погрішностями АВМ. У цьому зв'язку розробка структури АВМ та алгоритмів обробки даних в АБІНС буде не ефективною без розробки методів уточнення інструментальних похибок АВМ та їх компенсації у ході функціонування, чому й присвячено цей розділ.

Акселерометрична БІНС побудована таким чином, що навігаційне рішення отримується після обробки вимірювань лише лінійних прискорень, за якими необхідно оцінювати вектор кутової швидкості. Як показано у розділі 2, для ефективної оцінки вектору кутової швидкості за вимірами прискорень у різних точках необхідно знати фактичне розташування АК у вимірювальному блоці та напрямки їх осей чутливості (рис.1.2). Для визначення фактичних значень цих параметрів, що відрізняються від номінальних значень, проводиться серія

спеціальних вимірювань, яка називається калібруванням. Під калібруванням тут у відповідності з [1] розуміється названа сукупність операцій, що виконуються з ціллю визначення дійсних значень метрологічних характеристик засобів вимірювань.

Калібрування інерціального вимірювального модулю (ІВМ) на виробництві виконується на спеціальних стендах (поворотних столах) шляхом задання тестових прискорень та кутових швидкостей, вимірювання та обробки вихідних сигналів датчиків (акселерометрів або гіроскопів). Найбільш відома методика калібрування [1, 2, 5] АК передбачає задання відомих положень ІВМ відносно вектору прискорення сили тяжіння. Однак для АВМ така методика не є ефективною, оскільки у статичних положеннях вимірювання акселерометрів не містять у собі інформацію щодо свого місця дислокації відносно базової СК.

У зв'язку з цим розглянута задача калібрування АВМ є новою, так як у нашій постановці має відмінну від традиційної особливість, а саме: в даному випадку калібрування передбачає визначення не лише зміщення нуля АК, напрям осей чутливості, але і розміщення АК у базовій СК.

Рішення такої задачі містить три складові:

- 1) побудова лінеаризованої моделі похибок вимірювань АК з урахуванням фактичного розміщення датчика та напрямку його осі чутливості;
- 2) розробка методу отримання оцінок фактичних параметрів інструментальних похибок по результатам експерименту (вимірюванням) на основі моделі похибок;
- 3) визначення раціонального набору тестових рухів, що забезпечують високу ефективність розробленого методу та формування вимог до калібрувального обладнання.

3.1 Побудова моделі похибок вимірювань АК

Будемо називати «номінальним вимірюванням» i -го АК у даний момент часу значення, обчислене за формулою (1.5) для номінальних значень векторів \vec{p}_i та \vec{e}_i .

Оскільки задача калібрування вирішується для кожного АК окремо, індекс i , відповідний номеру АК, надалі будемо опускати.

Візьмемо до уваги, що фактичне розташування АК в БСК відрізняється від номінального на невідому величину $\delta\bar{\rho}$ та визначається радіус-вектором $\bar{\rho}^* = \bar{\rho} + \delta\bar{\rho}$, а фактичному напрямленню осі чутливості відповідає одиничний вектор

$$\bar{e}^* = (\sin(\lambda + \delta\lambda) \cdot \cos(\mu + \delta\mu); \cos(\lambda + \delta\lambda); \sin(\lambda + \delta\lambda) \cdot \sin(\mu + \delta\mu)), \quad \text{також}$$

відмінний від номінального, який характеризується значеннями кутів $\lambda^* = \lambda + \delta\lambda$ та $\mu^* = \mu + \delta\mu$ (див. рис. 2.12).

У цьому випадку фактичному вимірюванню АК в момент часу t_k відповідає вираз

$$A^* = (\bar{w}_{0k}, \bar{e}^*) + ([\bar{\omega}_k \times \bar{\rho}^*], \bar{e}^*) + (\bar{\omega}_k, \bar{e}^*) \cdot (\bar{\omega}_k, \bar{\rho}^*) - (\bar{\rho}^*, \bar{e}^*) \cdot \omega_k^2 + \Delta a + \xi$$

у якому \bar{w}_{0k} – позірне прискорення точки O в момент часу t_k , $\bar{\omega}_k, \bar{\omega}_k$ – значення векторів кутової швидкості та кутового прискорення в момент часу t_k , $\bar{\rho}^*, \bar{e}^*$, Δa – невідомі радіус-вектор, вектор напрямку осі чутливості та постійна систематична похибка вимірювання АК (зміщення нуля) відповідно, ξ – випадкова похибка з нульовою середньою.

Для зручності перепозначивши $\lambda^* = (\frac{\pi}{2} - \lambda^*)$, запишемо (2.4) у скалярному вигляді

$$\begin{aligned} A_k^* = & (\dot{\omega}_y \cdot \rho_z^* - \dot{\omega}_z \cdot \rho_y^*) \cdot \cos \lambda^* \cdot \cos \mu^* + (\dot{\omega}_z \cdot \rho_x^* - \dot{\omega}_x \cdot \rho_z^*) \cdot \cos \lambda^* \sin \mu^* + \\ & (\dot{\omega}_x \cdot \rho_y^* - \dot{\omega}_y \cdot \rho_x^*) \cdot \sin \lambda^* + \omega_x^2 \cdot \rho_x^* \cdot \cos \lambda^* \cdot \cos \mu^* + \omega_x \cdot \omega_y \cdot \rho_y^* \cdot \cos \lambda^* \cdot \cos \mu^* + \\ & \omega_x \cdot \omega_z \cdot \rho_z^* \cdot \cos \lambda^* \cdot \cos \mu^* + \omega_y \cdot \omega_x \cdot \rho_x^* \cdot \cos \lambda^* \cdot \sin \mu^* + \omega_y^2 \cdot \rho_y^* \cdot \cos \lambda^* \cdot \sin \mu^* + \\ & \omega_y \cdot \omega_z \cdot \rho_z^* \cdot \cos \lambda^* \cdot \sin \mu^* + \omega_z \cdot \omega_x \cdot \rho_x^* \cdot \sin \lambda^* + \omega_z \cdot \omega_y \cdot \rho_y^* \cdot \sin \lambda^* + \\ & + \omega_z^2 \cdot \rho_z^* \cdot \sin \lambda^* - \omega^2 \cdot (\rho_x^* \cdot \cos \lambda^* \cdot \cos \mu^* + \rho_y^* \cdot \cos \lambda^* \cdot \sin \mu^* + \rho_z^* \cdot \sin \lambda^*) + \Delta a \end{aligned} \quad (3.1)$$

Таким чином, задача калібрування АК з застосуванням лабораторного стенду полягає в наступному: за вимірюваннями A_k^* , отриманими у різні моменти часу t_k , $k=1,2,3,\dots$, слід визначити зміщення нуля Δa та інструментальні похибки установки АК $\delta\bar{p}, \delta\lambda, \delta\mu$. Істинні значення лінійного прискорення, вектору кутової швидкості та вектору кутового прискорення у кожний дискретний момент часу вважаються відомими.

3.2 Лінеаризація моделі і розробка алгоритму отримання оцінок інструментальних похибок

По суті, необхідно розробити алгоритм оцінювання інструментальних похибок вимірювань АК Δa , $\delta\bar{p}, \delta\lambda, \delta\mu$ за надлишковим у загальному випадку набору вимірювань A_k^* , отриманих у моменти часу t_k , $k=1,2,3,\dots$.

Позначимо праву частину виразу (3.1), як функцію $f(t_k, \delta\bar{p}, \delta\lambda, \delta\mu, \Delta a, \xi)$. Враховуючи стохастичний характер вимірювань, необхідно проводити або осереднення даних, або здійснювати фільтрацію динамічного процесу, наприклад, з застосуванням фільтру Калмана. Оскільки вимірювання планується проводити для модуля, який обертається, то просте осереднення за цих умов не коректне. А так як вектор стану фільтру, який включає в себе шукані похибки, – постійний, то фільтр Калмана перетворюється у метод найменших квадратів. В цьому випадку розглянуту задачу можна інтерпретувати, як систему нелінійних рівнянь з відомою правою частиною – фактичними вимірами акселерометру, що поповнюється з плином часу

$$f(t_k, \delta\bar{p}, \delta\lambda, \delta\mu, \Delta a, \xi) = A_k^*, \quad k=1,2,3,\dots \quad (3.2)$$

Для спрощення системи (3.2) використаємо припущення малості за абсолютною величиною шуканих параметрів $\delta\bar{p}, \delta\lambda, \delta\mu, \Delta a$ і перейдемо до лінеаризованої моделі. Розкладаючи в цих умовах функцію f в ряд за ступенями $\delta\bar{p}, \delta\lambda, \delta\mu, \Delta a$, та відкидаючи нелінійні члени ряду, система (3.2) приводиться до системи лінійних рівнянь відносно шести шуканих параметрів:

$$\left(\frac{\partial f}{\partial \bar{\rho}} \Big|_{t_k}, \delta \bar{\rho} \right) + \frac{\partial f}{\partial \lambda} \Big|_{t_k} \cdot \delta \lambda + \frac{\partial f}{\partial \mu} \Big|_{t_k} \cdot \delta \mu + \frac{\partial f}{\partial \Delta a} \cdot \Delta a = A_k^* - A_k,$$

$$k=1,2,3,\dots \quad (3.3)$$

де A_k^* - фактичне вимірювання АК, A_k - номінальне (тобто ідеальне) вимірювання АК, а у частинні похідні підставляються номінальні значення параметрів установки. Тоді

$$\frac{\partial f}{\partial \rho_x} = \dot{\omega}_z \cdot \cos \lambda' \cdot \sin \mu - \dot{\omega}_y \cdot \sin \lambda' + \omega_x^2 \cdot \cos \lambda' \cdot \cos \mu + \omega_y \cdot \omega_x \cdot \cos \lambda' \cdot \sin \mu +$$

$$+ \omega_z \cdot \omega_x \cdot \sin \lambda' - \omega^2 \cdot \cos \lambda' \cdot \cos \mu$$

$$\frac{\partial f}{\partial \rho_y} = -\dot{\omega}_z \cdot \cos \lambda' \cdot \cos \mu + \dot{\omega}_x \cdot \sin \lambda' + \omega_x \cdot \omega_y \cdot \cos \lambda' \cdot \cos \mu + \omega_y^2 \cdot \cos \lambda' \cdot \sin \mu +$$

$$\omega_z \cdot \omega_y \cdot \sin \lambda' - \omega^2 \cdot \cos \lambda' \cdot \sin \mu$$

$$\frac{\partial f}{\partial \rho_z} = \dot{\omega}_y \cdot \cos \lambda' \cdot \cos \mu - \dot{\omega}_x \cdot \cos \lambda' \cdot \sin \mu + \omega_x \cdot \omega_z \cdot \cos \lambda' \cdot \cos \mu +$$

$$+ \omega_y \cdot \omega_z \cdot \cos \lambda' \cdot \sin \mu + \omega_z^2 \cdot \sin \lambda' - \omega^2 \cdot \sin \lambda'$$

$$\frac{\partial f}{\partial \lambda'} = (\dot{\omega}_y \cdot \rho_z - \dot{\omega}_z \cdot \rho_y) \cdot (-\sin \lambda') \cdot \cos \mu + (\dot{\omega}_z \cdot \rho_x - \dot{\omega}_x \cdot \rho_z) \cdot (-\sin \lambda') \cdot \sin \mu +$$

$$+ (\dot{\omega}_x \cdot \rho_y - \dot{\omega}_y \cdot \rho_x) \cdot \cos \lambda' + \omega_x^2 \cdot \rho_x \cdot (-\sin \lambda') \cdot \cos \mu +$$

$$+ \omega_x \cdot \omega_y \cdot \rho_y \cdot (-\sin \lambda') \cdot \cos \mu + \omega_x \cdot \omega_z \cdot \rho_z \cdot (-\sin \lambda') \cdot \cos \mu +$$

$$+ \omega_x \cdot \omega_y \cdot \rho_x \cdot (-\sin \lambda') \cdot \sin \mu + \omega_z \cdot \omega_x \cdot \rho_x \cdot \cos \lambda' + \omega_y^2 \cdot \rho_y \cdot (-\sin \lambda') \cdot \sin \mu +$$

$$+ \omega_y \cdot \omega_z \cdot \rho_z \cdot (-\sin \lambda') \cdot \sin \mu + \omega_z \cdot \omega_y \cdot \rho_y \cdot \cos \lambda' +$$

$$+ \omega_z^2 \cdot \rho_z \cdot \cos \lambda' - \omega^2 \cdot \rho_x \cdot (-\sin \lambda') \cdot \cos \mu - \omega^2 \cdot \rho_y \cdot (-\sin \lambda') \cdot \sin \mu - \omega^2 \cdot \rho_z \cdot \cos \lambda'$$

$$\frac{\partial f}{\partial \mu} = (\dot{\omega}_y \cdot \rho_z - \dot{\omega}_z \cdot \rho_y) \cdot \cos \lambda' \cdot (-\sin \mu) + (\dot{\omega}_z \cdot \rho_x - \dot{\omega}_x \cdot \rho_z) \cdot \cos \lambda' \cdot \cos \mu +$$

$$+ \omega_x^2 \cdot \rho_x \cdot \cos \lambda' \cdot (-\sin \mu) + \omega_x \cdot \omega_y \cdot \rho_y \cdot \cos \lambda' \cdot (-\sin \mu) +$$

$$\omega_x \cdot \omega_z \cdot \rho_z \cdot \cos \lambda' \cdot (-\sin \mu) + \omega_x \cdot \omega_y \cdot \rho_x \cdot \cos \lambda' \cdot \cos \mu + \omega_y^2 \cdot \rho_y \cdot \cos \lambda' \cdot \cos \mu +$$

$$\omega_y \cdot \omega_z \cdot \rho_z \cdot \cos \lambda' \cdot \cos \mu - \omega^2 \cdot \rho_x \cdot \cos \lambda' \cdot (-\sin \mu) - \omega^2 \cdot \rho_y \cdot \cos \lambda' \cdot \cos \mu$$

$$\frac{\partial f}{\partial \Delta a} = 1. \quad (3.4)$$

Для визначення невідомих $\delta \bar{p}, \delta \lambda, \delta \mu, \Delta a$ необхідна кількість вимірювань – шість. Враховуючи наявність випадкової похибки, лінійну систему (3.3) доцільно вирішувати для достатньо великої кількості вимірювань, отриманих при різних значеннях кутової швидкості та прискорення. Для вирішення такої системи використано метод доповненої матриці [3], що уявляє собою модифікацію рекурентного методу найменших квадратів (МНК). У відповідності з цим методом для моменту часу t_k , $k > 6$ формується вектор-стовпчик на основі (3.3)

$\varphi_k = \text{col} \left(\frac{\partial f}{\partial p_x}, \frac{\partial f}{\partial p_y}, \frac{\partial f}{\partial p_z}, \frac{\partial f}{\partial \lambda'}, \frac{\partial f}{\partial \mu}, 1 \right) \Big|_{t_k}$ і обчислюється обернена матриця розмірності 6×6

$$\Phi_k^* = \Phi_{k-1}^* - \frac{1}{\sigma} \Phi_{k-1}^* \cdot \varphi_k \cdot \varphi_k^T \cdot \Phi_{k-1}^*,$$

де $\sigma = 1 + \varphi_k^T \cdot \Phi_{k-1}^* \cdot \varphi_k$, і вектор-стовпчик $\Delta_k = \Delta_{k-1} + \varphi_k \cdot (\Phi_k^* - \Phi_{k-1}^*)$.

Після чого можна отримати оцінку вихідних параметрів

$$\text{col}(\delta \bar{p}_k^T, \delta \lambda_k, \delta \mu_k, \Delta a_k) = \Phi_k^* \cdot \Delta_k \quad (3.5)$$

із сукупності k вимірювань. При цьому обчислювальна складність такого алгоритму і об'єм збережених даних, необхідних для його функціонування, не залежать від кількості вимірювань.

Питання отримання матриці Φ_6^* і вектору Δ_6 (ініціалізація рекурентної процедури) обговорюється у [3]. Говорячи про практичну реалізацію метода, зауважимо, що для підтвердження достовірності отриманої оцінки слід упевнитися, що по мірі збільшення кількості використаних вимірювань вона сходиться до деякого встановленого значення. Наявність такого сходження – необхідна умова ефективності алгоритму.

Для отримання такої збіжної послідовності по мірі появи вимірювань у дискретні моменти часу реалізується обчислення оцінок за формулою (3.5). Після

урахування нових вимірювань відбувається оцінка шуканих параметрів, яка хоча і наближується до істинного значення, досягти його не може, оскільки у відповідності з методом доповненої матриці в системі присутні стартові рівняння, які спотворюють результат.

Для зменшення впливу на кінцеву оцінку апріорних значень, прийнятих у якості стартових, з розгляду слід вивести вихідну систему. Таке виведення здійснюється аналогічно до процедури поповнення системи. У випадку, якщо серед вимірювань, що поповнили систему, є лінійно незалежні, виведення вихідної системи буде успішним, про що свідчить ознака, яка формується самим алгоритмом. У цьому випадку на оцінку шуканих параметрів їх апріорні значення вже не впливають. Подальше урахування змін буде сприяти згладжуванню такої оцінки в умовах різного роду збурень та похибок вимірювань, наближаючи її до істинних значень шуканих параметрів.

Застосування даного методу дозволяє судити про поведінку отриманих оцінок по мірі росту числа використаних вимірювань, що є важливим для підтвердження їх достовірності.

Таким чином, розроблена лінеаризована математична модель у вигляді (3.3), що пов'язує фактичні вимірювання АК з малими похибками вимірювань. Для цієї моделі описано алгоритм визначення оцінок похибок на основі методу доповненої матриці, що забезпечує надходження шуканих параметрів. Питання достовірності таких оцінок пов'язане з інформативністю руху, який здійснює модуль. Лише при достатній інформативності спостереженого руху можливе виключення стартової матриці і забезпечення достовірності оцінок.

3.3 Розробка програми експерименту та загальні вимоги до обладнання

Розглянемо питання про планування вимірювального експерименту. Ціллю такого планування є визначення програми тестових рухів АВМ, що реалізує стенд, для отримання достовірних оцінок його інструментальних похибок.

Нетривіальність такої задачі пояснимо простим прикладом. Так, вочевидь, в стаціонарних положеннях АВМ вимірювань АК не достатньо для оцінки радіус-вектору положення АК в блоці. Більш складний приклад неспостережуваності шуканих параметрів наведений нижче.

Рішення задачі планування проводиться шляхом побудови аналітичної моделі руху стенда і математичного моделювання, що дозволяє для різних програм згенерувати істинні значення перевантажень, кутової швидкості й кутового прискорення.

Необхідною умовою ефективності процедури оцінки шуканих параметрів, що описана вище, є достатня інформативність тестового руху, що реалізує АВМ в процесі калібрування. Від цього, зокрема, залежить ступінь обумовленості зворотної матриці системи і обчислювальна стійкість рішення.

Для калібрування АВМ висуваються наступні вимоги до обладнання: експериментальний стенд повинен забезпечувати одночасні повороти навкруг трьох ортогональних осей. При цьому фактичні значення кутової швидкості і прискорення, з якими реалізуються повороти, повинні бути відомими з високою точністю.

Для реалізації калібрувального експерименту пропонується використовувати трьохвісний поворотний стенд, наприклад такий, як на рисунку 3.1.

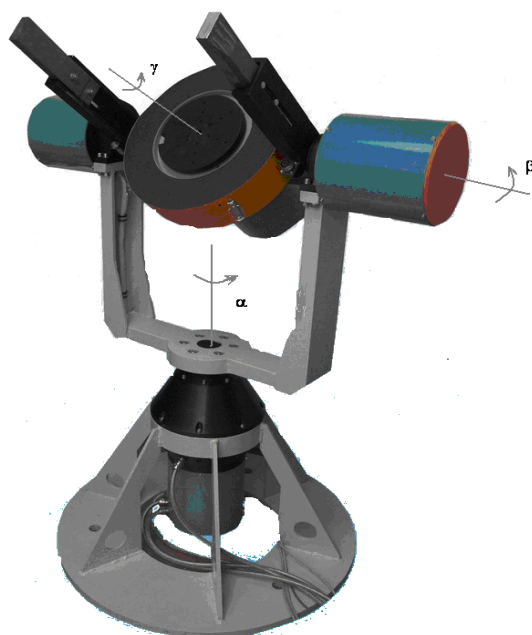


Рисунок 3.1 – Трьохвісний поворотний стенд

Такий стенд може здійснювати обертальні рухи навколо трьох осей з потрібною кутовою швидкістю і, відповідно, кутовим прискоренням. Значення параметрів руху стенду вважаються точними і приймаються в якості еталонних.

Для побудови моделі руху такого стенду і генерації еталонних значень кутової швидкості й кутового прискорення використовувалася кватерніонна кінематична модель ортогонального типу [4]. Відповідно до неї результуючий кватерніон орієнтації БСК для АВМ, що закріплений на внутрішній обертальній планшайбі стенда, можна задати у вигляді

$$\Lambda = \Lambda_{\alpha}(t) \circ \Lambda_{\beta}(t) \circ \Lambda_{\gamma}(t),$$

$$\text{де} \quad \Lambda_{\alpha}(t) = \cos \frac{\alpha(t)}{2} + \sin \frac{\alpha(t)}{2} \cdot (0,1,0),$$

$$\Lambda_{\beta}(t) = \cos \frac{\beta(t)}{2} + \sin \frac{\beta(t)}{2} \cdot (1,0,0), \quad \Lambda_{\gamma}(t) = \cos \frac{\gamma(t)}{2} + \sin \frac{\gamma(t)}{2} \cdot (0,0,1); \quad \alpha(t), \quad \beta(t),$$

$\gamma(t)$ - функції зміни кутів повороту навколо осей стенду, що зображені на рис.3.1.

Відповідно до [4] еталонна кутова швидкість й еталонне кутове прискорення при цьому для кожного моменту часу обчислюються за формулами

$$\omega(t) = 2 \cdot \tilde{\Lambda} \circ \dot{\Lambda}, \quad (3.6)$$

$$\ddot{\omega}(t) = 2 \cdot \ddot{\tilde{\Lambda}} \circ \dot{\Lambda} + 2 \cdot \tilde{\Lambda} \circ \ddot{\Lambda}, \quad (3.7)$$

де

$$\dot{\Lambda} = \frac{\dot{\alpha}}{2} \cdot \Lambda'_\alpha \circ \Lambda_\beta \circ \Lambda_\gamma + \frac{\dot{\beta}}{2} \cdot \Lambda_\alpha \circ \Lambda'_\beta \circ \Lambda_\gamma + \frac{\dot{\gamma}}{2} \cdot \Lambda_\alpha \circ \Lambda_\beta \circ \Lambda'_\gamma,$$

$$\begin{aligned} \ddot{\Lambda} = & \frac{\ddot{\alpha}}{2} \cdot \Lambda'_\alpha \circ \Lambda_\beta \circ \Lambda_\gamma + \frac{\dot{\alpha}^2}{4} \cdot \Lambda''_\alpha \circ \Lambda_\beta \circ \Lambda_\gamma + \frac{\dot{\alpha} \cdot \dot{\beta}}{2} \cdot \Lambda'_\alpha \circ \Lambda'_\beta \circ \Lambda_\gamma + \\ & + \frac{\dot{\alpha} \cdot \dot{\gamma}}{2} \cdot \Lambda'_\alpha \circ \Lambda_\beta \circ \Lambda'_\gamma + \frac{\dot{\beta}}{2} \cdot \Lambda_\alpha \circ \Lambda'_\beta \circ \Lambda_\gamma + \frac{\dot{\beta}^2}{4} \cdot \Lambda_\alpha \circ \Lambda''_\beta \circ \Lambda_\gamma + \\ & + \frac{\dot{\beta} \cdot \dot{\gamma}}{2} \cdot \Lambda_\alpha \circ \Lambda'_\beta \circ \Lambda'_\gamma + \frac{\dot{\gamma}}{2} \cdot \Lambda_\alpha \circ \Lambda_\beta \circ \Lambda'_\gamma + \frac{\dot{\gamma}^2}{4} \cdot \Lambda_\alpha \circ \Lambda_\beta \circ \Lambda''_\gamma \end{aligned},$$

Тут $\tilde{\Lambda}$ – спряжений кватерніон, $\Lambda'_\chi = \frac{\partial \Lambda_\chi}{\partial \chi}$, $\Lambda''_\chi = \frac{\partial^2 \Lambda_\chi}{\partial \chi^2}$, $\chi \in \{\alpha, \beta, \gamma\}$.

Важливим питанням є вибір базової системи координат, оскільки саме від центру цієї системи координат починається відлік радіус-векторів точок розміщення АК. Вочевидь, вибір початку БСК може бути не єдиним і його можна приводити до будь-якої точки твердого тіла. При цьому з точки зору калібрування необхідно знати лінійне прискорення цієї точки, тому слід в якості початку БСК обрати центр осей обертання стенду, оскільки ця точка має нульове лінійне прискорення.

В цих умовах осі БСК співпадають з осями обертання стенду, а початок БСК - з точкою перетину цих осей. Оскільки БСК – це віртуальна система координат, її початок може знаходитися поза АВМ. З ціллю зручності подальшої експлуатації АВМ після проведення калібрування початок БСК можна перенести в будь-яку точку АВМ, перерахувавши при цьому вектори \vec{r}_i з огляду на вектор переносу БСК.

Вибір тестового руху здійснювався, виходячи з міркувань максимальної простоти руху. Висунемо гіпотезу: чим простіше рух, що чиниться стендом, тим більш адекватними будуть еталонні значення параметрів руху. Встановлюється наступна шкала «простоти» руху: одноосне обертання, дво- чи тривісне обертання з постійною осевою швидкістю, періодичний рух навколо однієї, двох чи трьох осей. Під час аналізу інформативності визначається, який з наведених рухів буде достатньо ефективним для визначення параметрів, що калібруються.

Аналіз інформативності тестового руху за ступенем обумовленості матриці МНК показав, що постійна кутова швидкість по всіх трьох осях стенду не забезпечує отримання достовірної оцінки шуканих параметрів. В цих умовах пропонується задавати відносно зовнішньої осі стенду періодичний рух з амплітудою α_0 і круговою частотою ν вигляду $\alpha(t) = \alpha_0 \sin(\nu \cdot t)$. По двох інших осях достатньо створити обертання з постійною кутовою швидкістю, при цьому $\beta(t) = \beta_0 \cdot t$, $\gamma(t) = \gamma_0 \cdot t$.

Враховуючи те, що за умов обраного руху стенду

$$\dot{\alpha} = \alpha_0 \cdot \frac{1}{\nu} \cdot \cos(\nu \cdot t), \quad \beta = \beta_0, \quad \dot{\gamma} = \gamma_0, \quad \ddot{\beta} = \ddot{\gamma} = 0, \text{ отримаємо:}$$

$$\Lambda = \frac{\alpha_0 \cdot \cos(\nu \cdot t)}{2 \cdot \nu} \cdot \Lambda'_\alpha \circ \Lambda_\beta \circ \Lambda_\gamma + \frac{\beta_0}{2} \cdot \Lambda_\alpha \circ \Lambda'_\beta \circ \Lambda_\gamma + \frac{\gamma_0}{2} \cdot \Lambda_\alpha \circ \Lambda_\beta \circ \Lambda'_\gamma, \quad (3.8)$$

$$\begin{aligned} \ddot{\Lambda} = & \frac{-\alpha_0 \cdot \sin(\nu \cdot t)}{2 \cdot \nu^2} \cdot \Lambda'_\alpha \circ \Lambda_\beta \circ \Lambda_\gamma + \frac{\alpha_0^2 \cdot \cos^2(\nu \cdot t)}{4 \cdot \nu^2} \cdot \Lambda''_\alpha \circ \Lambda_\beta \circ \Lambda_\gamma + \\ & + \frac{\alpha_0 \cdot \cos(\nu \cdot t) \cdot \beta_0}{2 \cdot \nu} \cdot \Lambda'_\alpha \circ \Lambda'_\beta \circ \Lambda_\gamma + \frac{\alpha_0 \cdot \cos(\nu \cdot t) \cdot \gamma_0}{2 \cdot \nu} \cdot \Lambda'_\alpha \circ \Lambda_\beta \circ \Lambda'_\gamma + \\ & + \frac{\beta_0^2}{4} \cdot \Lambda_\alpha \circ \Lambda''_\beta \circ \Lambda_\gamma + \frac{\beta_0 \cdot \gamma_0}{2} \cdot \Lambda_\alpha \circ \Lambda'_\beta \circ \Lambda'_\gamma + \frac{\gamma_0^2}{4} \cdot \Lambda_\alpha \circ \Lambda_\beta \circ \Lambda''_\gamma \end{aligned}$$

(3.9)

Таким чином, підстановка для кожного моменту часу значень похідних кватерніону, обчислених за формулами (3.8), (3.9), в (3.6) і (3.7) дозволяє обчислити еталонні значення кутової швидкості й кутового прискорення, які

використовуються надалі для генерації номінальних і фактичних вимірювань АК, що входять до АВМ.

3.4 Результати апробації алгоритму калібрування

Наведемо деякі результати моделювання розробленого методу калібрування акселерометру, номінальні значення параметрів розміщення для якого відповідно дорівнюють $\vec{\rho} = (0.1, 0, 0)$ (м) і $\vec{e} = (1, 0, 0)$. Фактичні значення однойменних параметрів відрізняються від номінальних на величину «технологічної похибки» і відповідають значенням $\vec{\rho}^* = (0.103, 0.002, 0)$ (м) і $\vec{e}^* = (\cos \delta\lambda \cdot \cos \delta\mu; -\sin \delta\lambda; \cos \delta\lambda \cdot \sin \delta\mu)$ при $\delta\lambda = 0.0005$ рад. (≈ 1.7 кут. хв.), $\delta\mu = 0.0002$ рад. (≈ 1 кут. хв.).

Задавалися наступні параметри модельованого тестового руху: $\alpha_0 = 0.17$ рад.,

$\nu = \frac{2 \cdot \pi}{100}$ (відповідає періоду коливань 100 с), $\beta_0 = 0.14$ рад./с, $\gamma_0 = 0.4$ рад./с. В

цьому випадку кутова швидкість і кутове прискорення в проекціях на осі БСК має вигляд, як на рис.3.2.

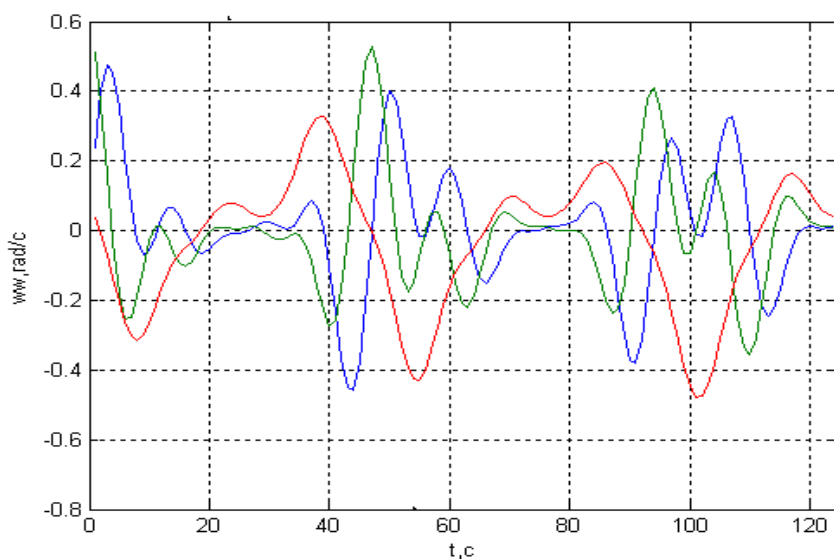
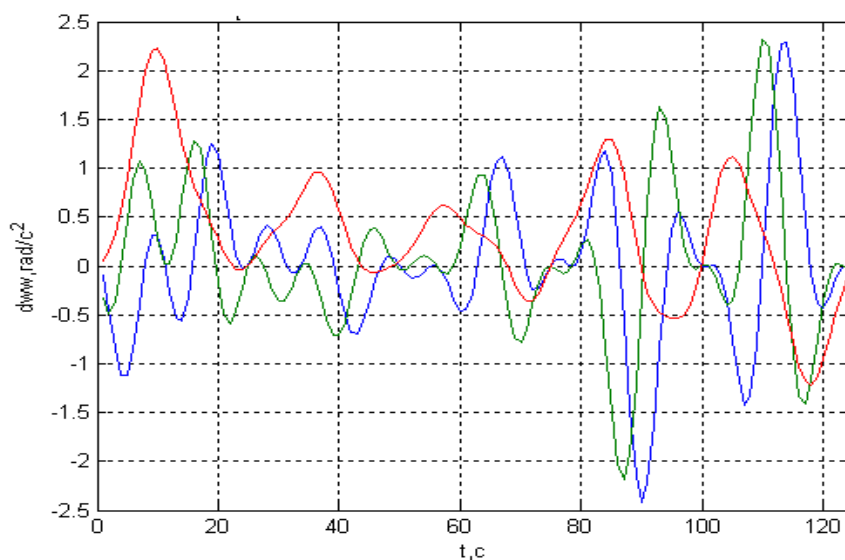


Рисунок 3.2 – Еталонне значення кутової швидкості в проекціях на осі БСК



Риунок.3.3 – Еталонне значення кутового прискорення в проекціях на осі БСК

Вимірювання АК містять випадкову похибку з нульовим середнім і рівномірним розподілом з діапазону $[-10^{-5}; 10^{-5}]$ м/с² та генерувалися й оброблялися з частотою 100 Гц. Фрагмент вимірювань, що формуються АК, наведений на рис.3.4.

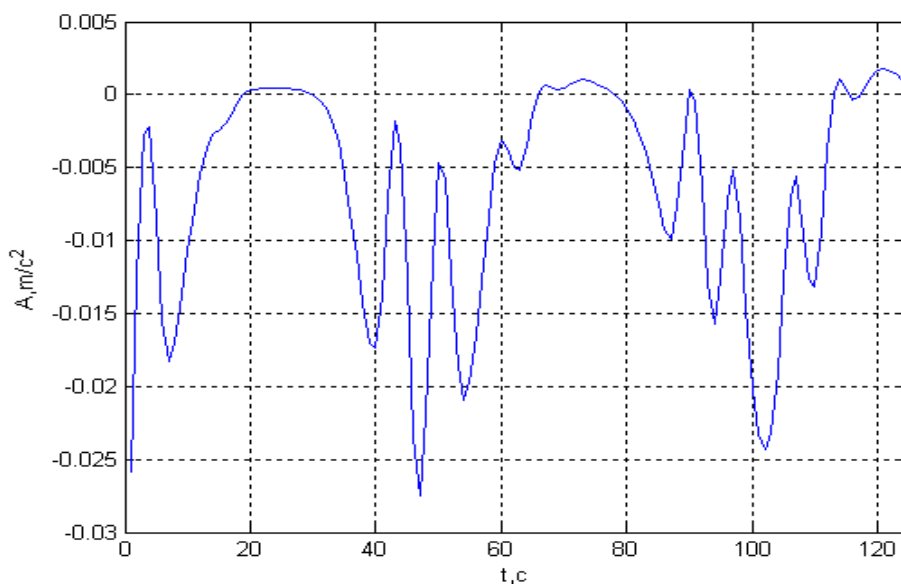


Рисунок 3.4 – Вимірювання акселерометру, що відповідають тестовому руху

В результаті реалізації методу калібрування отримані залежності оцінок шуканих параметрів від часу накопичення даних (рис.3.5)

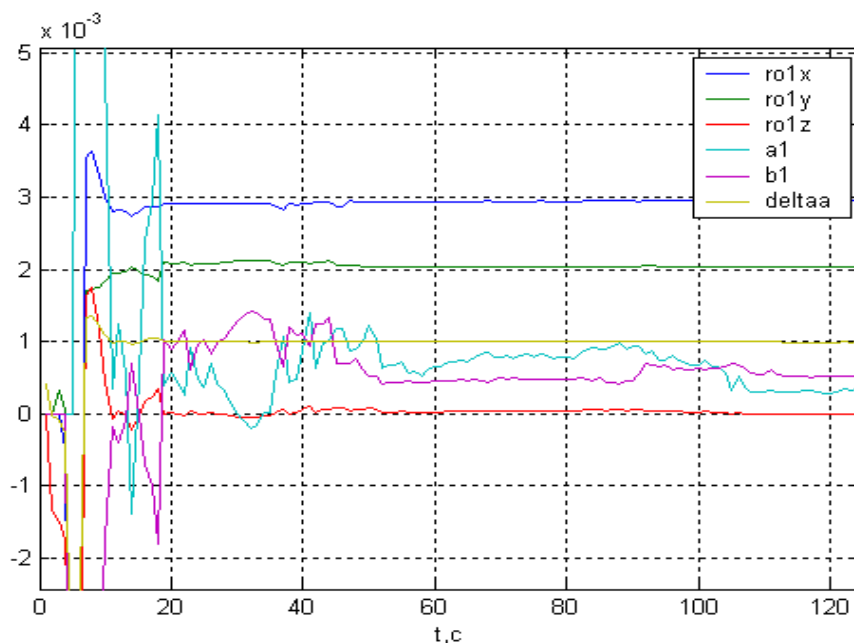


Рисунок 3.5 – Оцінки параметрів похибки АК

З урахуванням істинних значень похибок, що задавалися, та виходячи з отриманих результатів, можна зробити висновок, що похибка калібрування АК в умовах, що розглядаються, не перевищує 10^{-5} м за кожною з компонент радіус-вектору положення АК, параметри несоосності вимірювальних осей і осей БСК визначені з похибкою до 2 кут. сек., похибка визначення зміщення нуля – не більш за 10^{-6} м/с².

Описаний метод калібрування апробований для довільно розташованих акселерометрів і надав ідентичні результати. Слід підкреслити, що для АК з номінальним направленням осі чутливості, близьким до осі Y, кути, аналогічні кутам λ та μ , слід задавати відносно інших осей, щоб не допустити їх виродження (так при $\lambda = 0$, кут μ може бути будь-яким).

Так як ціллю моделювання була апробація методу калібрування при різних рівнях похибки установки АК в модулі, розглянемо три рівні похибки, що відповідають різним класам точності АК: низькому, середньому та високому класу точності [6,7]. В якості критеріїв ефективності калібрування виступають тривалість процесу калібрування $T_{\text{калибр}}$ й кінцева точність визначення

інструментальних похибок, що відповідає даній тривалості. Для визначення кінцевої точності введемо комбіновані оцінки параметрів установки АК $\Delta\rho = \sqrt{(\Delta\rho_x)^2 + (\Delta\rho_y)^2 + (\Delta\rho_z)^2}$ та $\Delta\alpha = \sqrt{(\Delta\lambda)^2 + (\Delta\mu)^2}$, засновані на обчисленні середньоквадратичної оцінки. Результати дослідження можна представити в вигляді таблиці 3.1, яка містить осереднені дані, що отримані за серією експериментів.

Таблиця 3.1

Ефективність калібрування для АК різних класів точності

Критерії ефективності калібрування	низький клас точності АК (0.03 м/с ²)	середній клас точності АК (0.003 м/с ²)	високий клас точності АК (0.0003 м/с ²)
$T_{\text{калибр}}, (\text{с})$	200	150	120
$\Delta\rho, (\text{м}) \cdot 10^{-6}$	6.2	2.2	1.1
$\Delta\alpha, (^\circ) \cdot 10^{-4}$	7.4	5.4	1.2

З наведеної порівняльної таблиці видно, як точність калібрування залежить від класу точності АК. Вочевидь, це пояснюється різним ступенем адекватності лінеаризованої моделі, яка покладається в основу алгоритму МНК.

В даному методі похибка масштабного коефіцієнту АК не визначалась, оскільки її можна оцінити традиційними методами та алгоритмічно компенсувати в даній серії експериментів.

Виходячи з того, що процедура калібрування займає незначний час та може здійснюватися для усього набору АК одночасно, її можна використовувати і для визначення температурних залежностей розглянутих параметрів, якщо це необхідно.

3.5 Висновки за розділом

У даному розділі розроблено алгоритм калібрування блока акселерометрів та проведена апробація цього алгоритму. На основі проведеного дослідження можна зробити наступні висновки:

1. Розроблена лінеаризована модель похибок АК, що додатково враховує помилку його установки у вимірювальному модулі. Таким чином, можна говорити про уточнення існуючих моделей похибок акселерометрів у зборці, що також враховує і похибки його розміщення.
2. Розроблено метод визначення похибки, заснований на отриманій лінеаризованій моделі та рекурентному методі найменших квадратів.
3. Визначені тестові рухи, які забезпечують достатню інформативність експериментальних даних.
4. Проведено дослідження ефективності розробленого методу при різних рівнях похибки АК та умовах проведення експерименту.

Основні результати дисертаційних досліджень, що відображені в третьому розділі, опубліковані в роботах [8,9].

3.6 Література до розділу 3

1. Куликова О.Н., Р.Г. ЛЮКШОНКОВ, Р.С. ЕФРЕМОВ , ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», Санкт-Петербург, Инерциальный измерительный модуль разработки ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор». Методика калибровки и результаты испытаний.
2. Krohn A. Inexpensive and Automatic Calibration for Acceleration Sensors / A. Krohn, M. Beigl, Ch. Decker, U. Kochendorfer, Ph. Robinson, T. Zimmer // Universitat Karlsruhe, 2004.
3. Фролов Ю.А. Метод дополненной матрицы для решения одного вида алгебраических уравнений / Ю.А. Фролов, В.Б. Успенский // Деп. в УкрНИИНТИ № 1269 Ук-83. – Харьков, 1983. – С. 6.

4. Успенский В.Б. Теоретические основы гиросилового управления ориентацией космического летательного аппарата. – Харьков, НТУ «ХПИ», 2006. – С. 327.
5. Мелешко В.В. Бесплатформенные инерциальные навигационные системы / Мелешко В.В., Нестеренко О.И. – Кировоград: Полимед – Сервис, 2011. – С. 172.
6. Анучин О.Н., Емельянцев Г.И. Интегрированные системы ориентации и навигации для морских подвижных объектов // Санкт-Петербург, 1999. – 357 с.
7. Artese G. Calibration of a low cost MEMS INS sensor for an integrated navigation system [Электронный ресурс] / G. Artese, A. Trecroci.– Режим доступа к ресурсу : www.isprs.org/proceedings/.../5.../153.pdf.
8. Успенский В.Б., Некрасова М.В. Метод калибровки акселерометрического измерительного модуля. *Вісник Національного технічного університету України «КПІ». Збірник наукових праць. Серія: Приладобудування*. Київ, 2012. №44. С.15-23.
9. Некрасова М.В., Успенский В.Б. Определение требований к точности калибровки блока измерителей в составе акселерометрической БИНС. *Авиационно-космическая техника и технология*. Харьков, ХАИ, 2015. №2 (119). С.63-68.

РОЗДІЛ 4 РОЗРОБКА І АПРОБАЦІЯ АЛГОРИТМІВ ФУНКЦІОНУВАННЯ АБІНС

Головною задачею, що вирішується алгоритмічним забезпеченням будь-якої БІНС, є задача інерціальної навігації (ЗІН). ЗІН – це задача визначення місцеположення й швидкості об'єкту в прийнятій системі координат за інформацією, що знімається з інерціальних датчиків [1].

Незалежно від типу БІНС, вказана задача може бути формально представлена у вигляді:

$$\dot{x} = f(x(t), B(t), A(t)), \quad (4.1)$$

де $x(t)$ – шестивимірний вектор стану об’єкту, до якого входять координати й проекції вектору швидкості, $V(t)$ – вектор параметрів руху опорної системи координат (СК), якщо вона не є нерухомою; $A(t)$ – вектор абсолютного прискорення об’єкту в проекціях на осі опорної СК. Вид функції f визначається обраною СК.

В залежності від обраної системи координат, координати об’єкту можуть мати різний геометричний сенс, до того ж в якості опорної можуть використовуватися як рухливі, так і інерціальні СК [2]. Таким чином (4.1) – це задача Коші, в припущенні, що $x(0)$, $V(t)$, $A(t)$ – відомі.

При рішенні сформульованої в такому вигляді задачі інерціальної навігації необхідно враховувати, що покази акселерометрів формуються відносно пов’язаної з ЛА системи координат. І для визначення проекцій вектора абсолютного прискорення на вісі опорної СК необхідно знати взаємне розташування цих двох систем. Це, у свою чергу, складає окрему задачу – задачу визначення орієнтації об’єкту.

Для розв’язання задачі визначення орієнтації в БІНС разом з навігаційними рівняннями інтегруються і кінематичні рівняння обертання твердого тіла, які можна записати, зокрема, в кватерніонній формі [3]:

$$\dot{\Lambda} = \frac{1}{2} \cdot \Lambda \circ \omega_{\{E\}}, \quad (4.2)$$

де Λ – кватерніон, що визначає орієнтацію об’єкту відносно опорної СК; $\omega_{\{E\}}$ – кватерніон з нульовою скалярною частиною та векторною частиною, що співпадає з вектором кутової швидкості обертання об’єкту в проекціях на зв’язані осі.

При цьому на ефективність рішення ЗІН безпосередньо впливають:

- вибір опорної СК;
- вибір кінематичних параметрів, що вже зроблено на користь кватерніонів;
- метод інтегрування навігаційних рівнянь;

– метод інтегрування кінематичних рівнянь.

Для вибору опорної СК слід використати критерій «простоти» відповідних рівнянь руху, які записані в інерціальній декартовій, рухомій декартовій або сферичній СК [2, 11]. З урахуванням такого критерію вибір опорної СК очевидний на користь геоцентричної інерціальної СК (ГІСК), оскільки рівняння руху в такій системі є лінійними, не містять параметрів руху самої СК і не мають особливостей, на відміну від рівняння, скажімо, для сферичної координати - довготи. При цьому важливим є те, що існують прості і точні формули взаємно однозначного перетворення проекцій вектору з ГІСК в інші декартові СК, що будуть використані в алгоритмі БІНС, про що йде мова в п.4.1.

Питання вибору кінематичних параметрів для рішення задачі обчислення орієнтації вже давно й остаточно вирішене [4,5, 8] на користь параметрів Родріга-Гамільтона або інших аналогічних кватерніонних параметрів. Що стосується методів інтегрування кінематичних і навігаційних рівнянь, то свого часу цьому питанню приділялась значна увага (див., наприклад [3, 6, 7]). Оскільки в даному дослідженні задача вдосконалення методів інтегрування не ставиться, для задачі орієнтації був обраний ступеневий алгоритм третього порядку відносно модулю вектору прирощення кута позірного повороту [3], а для рішення навігаційної задачі, враховуючи меншу швидкість зміни характеристик поступального руху, ніж обертального, був використаний модифікований метод Ейлера з уточненням вектору прирощення уявної швидкості.

4.1 Адаптація алгоритму БІНС до умов акселерометричної системи

Будемо називати БІНС, в яку входить три АК та три гіроскопи такою, що має стандартну конфігурацію. Додатково до неї введемо надлишкову систему АК для реалізації спеціальних функцій АБІНС. Нагадаємо, що таку систему, в якій поєднується принцип гіроскопічної БІНС та АБІНС, називаємо гібридною.

З урахуванням сказаного вище, для рішення ЗІН в АБІНС обраний базовий алгоритм для стандартної конфігурації, викладений у [9]. Але для умов швидкого обертання об'єкту, доповнимо блок-схему цього алгоритму блоком, що реалізує розроблений метод визначення вектору кутової швидкості за показами АК (2.2) – (2.3). Таким чином, отримаємо алгоритм, що модифікований під особливості застосування АБІНС.

Блок-схема цього вдосконаленого алгоритму рішення ЗІН в БІНС наведена на рис. 4.1 та містить усі основні блоки базового алгоритму [9], але має деякі доповнення.

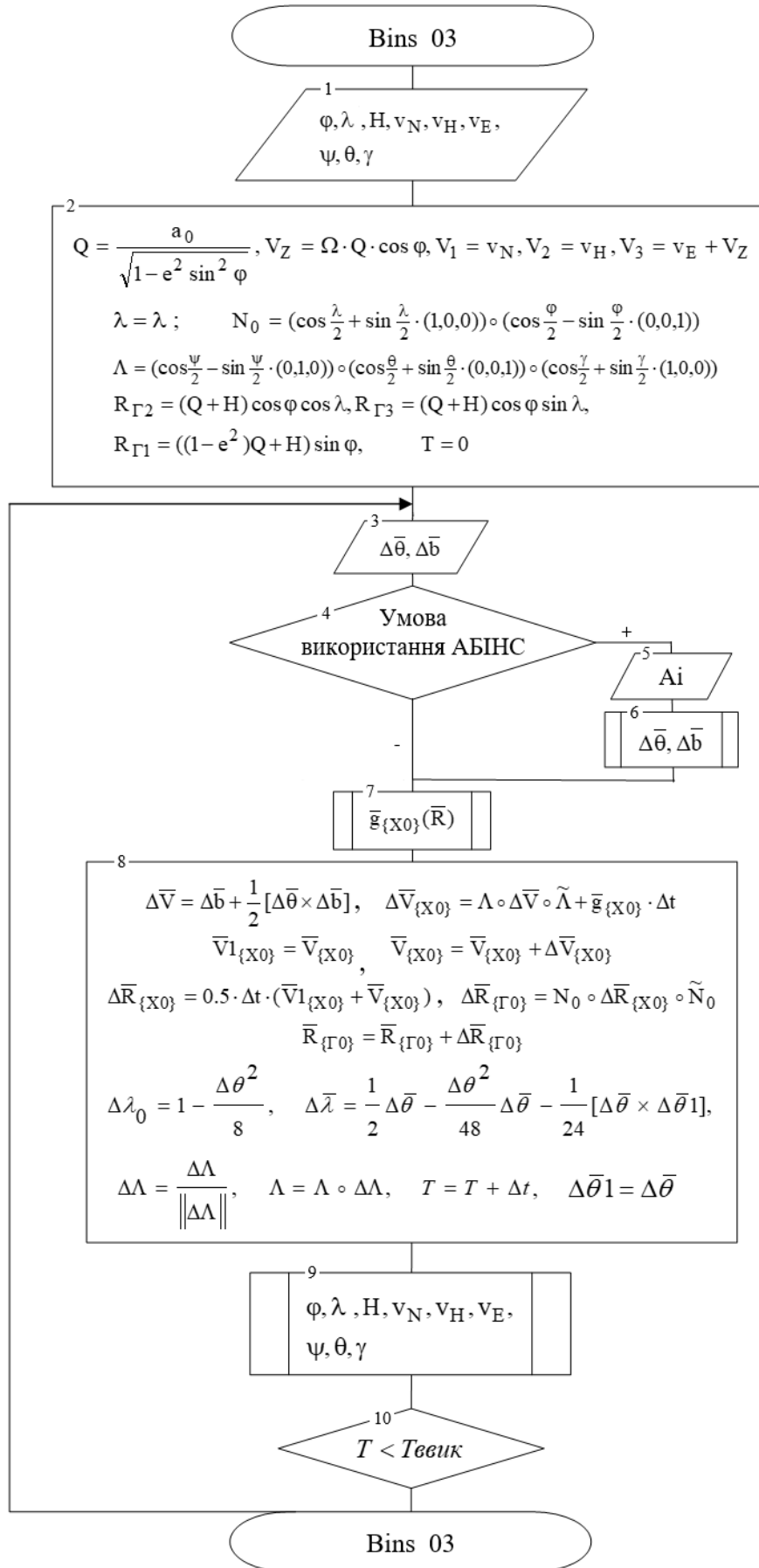


Рисунок 4.1 – Блок – схема адаптованого алгоритму БІНС до умови АБІНС

Дано опис функціонального призначення усіх блоків алгоритму. Відповідно до [10] для ініціалізації алгоритму вводяться початкові значення географічної широти φ_0 , довготи λ_0 , висоти об'єкту H_0 , північної V_{N0} , вертикальної V_{H0} й східної V_{E0} складових відносної швидкості, а також кутів курсу ψ_0 , тангажа θ_0 і крену γ_0 відносно місцевої географічної СК в точці початкової виставки.

Вихідними даними алгоритму є поточні координати об'єкту (φ, λ, H) , відносна швидкість (V_N, V_H, V_E) і кути (ψ, θ, γ) .

З метою оптимізації обчислювального процесу в алгоритмі використовуються наступні СК [10]:

- інерціальна геоцентрична СК $\{\Gamma_0\}$ з осями $X_{\Gamma_0}, Y_{\Gamma_0}, Z_{\Gamma_0}$ згідно рисунку 4.2. Площина $X_{\Gamma_0}OY_{\Gamma_0}$ співпадає з площиною гринвичського меридіану в момент ініціалізації алгоритму. Вона використовується в якості опорної;

- інерціальна СК $\{X_0\}$, що співпадає в момент ініціалізації алгоритму з місцевою географічною СК в точці початкового розташування об'єкту (стартова СК). Вісі: X_0 – спрямована на північ і Z_0 , що спрямована на схід, визначають площину, дотичну до поверхні Землі; Y_0 доповнює СК до правої згідно рисунку 4.3. Наведена СК враховує результати виставки БІНС та використовується, як допоміжна. Орієнтація СК $\{X_0\}$ відносно СК $\{\Gamma_0\}$ визначається формулою (4.3):

$$N_0 = M_1 \circ M_2, \quad (4.3)$$

$$\text{де } M_1 = \cos \frac{\lambda_0}{2} + \sin \frac{\lambda_0}{2} \cdot (1, 0, 0); \quad M_2 = \cos \frac{\varphi_0}{2} - \sin \frac{\varphi_0}{2} \cdot (0, 0, 1).$$

Тут і далі, слідом за [10] використана не стандартна, але цілком досить наочна нотація кватерніонів.

- для обчислення споживчих навігаційних параметрів використовується рухома місцева географічна СК, початок якої знаходиться на поверхні Землі

у точці з географічними координатами, які співпадають з координатами об'єкту, ось X направлена на північ, ось Y – за напрямом місцевої вертикалі, ось Z – на схід.

Відповідний кватерніон переходу від СК $\{\Gamma_0\}$ до місцевої географічної СК запишеться у вигляді (4.4):

$$N_n = \left(\cos \frac{\lambda + \Omega \cdot t}{2} + \sin \frac{\lambda + \Omega \cdot t}{2} \cdot (1, 0, 0) \right) \circ \left(\cos \frac{\varphi}{2} - \sin \frac{\varphi}{2} \cdot (0, 0, 1) \right), \quad (4.4)$$

де λ, φ – поточні значення географічних координат об'єкту; Ω – кутова швидкість Землі; t – час.

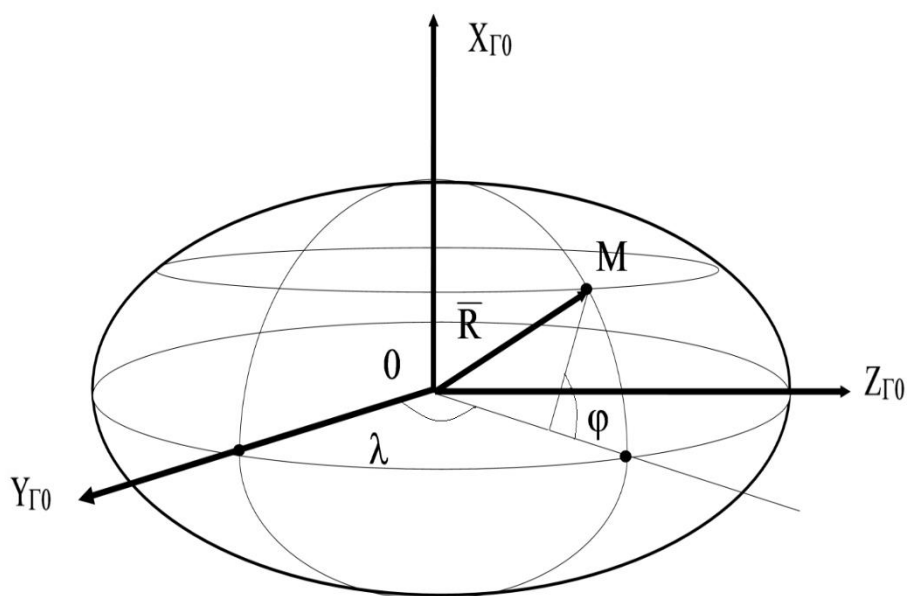


Рисунок 4.2 – Геоцентрична та географічна СК

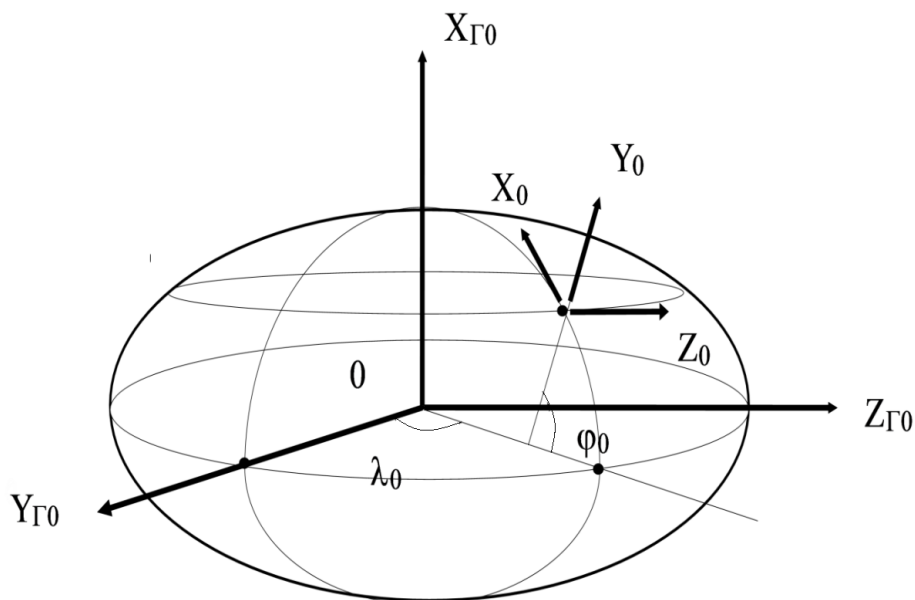


Рисунок 4.3 – Інерціальна СК геоцентрична $\{\Gamma_0\}$ та стартова $\{X_0\}$

– зв'язана з об'єктом СК $\{X_c\}$ з початком в точці дислокації БІНС та віссю X_c , що направлена вздовж поздовжньої осі об'єкта, віссю Y_c , що лежить в площині симетрії об'єкта і направлена вгору та віссю Z_c , яка доповнює СК до правої. Початкова орієнтація СК $\{X_c\}$ відносно $\{X_0\}$ визначається початковими значеннями кутів курсу ψ_0 , тангажа θ_0 і крену γ_0 згідно рисунку 4.4 та відповідає кватерніону (4.5):

$$\Lambda_0 = \left(\cos \frac{\psi_0}{2} - \sin \frac{\psi_0}{2} (0,1,0) \right) \circ \left(\cos \frac{\theta_0}{2} + \sin \frac{\theta_0}{2} (0,0,1) \right) \circ \left(\cos \frac{\gamma_0}{2} + \sin \frac{\gamma_0}{2} (1,0,0) \right). \quad (4.5)$$

Ця СК важлива тому, що датчики інформації, акселерометри та гіроскопи, жорстко пов'язані з нею та роблять виміри саме в ній.

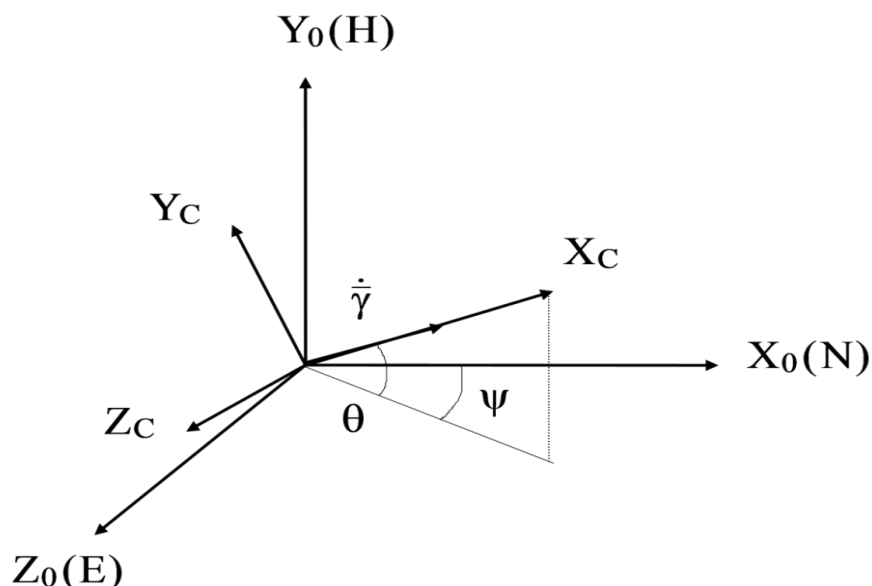


Рисунок 4.4 – Взаємозв’язок інерціальної СК $\{X_0\}$ і стартової СК $\{X_c\}$

Сам алгоритм АБІНС (рис. 4.1), полягає в наступному:

Блок 1 – відповідає вводу до алгоритму початкових даних: географічної широти, висоти, довготи; північної, вертикальної й східної складових відносної швидкості; кутів курсу, тангажу й крену.

Блок 2 – призначений для ініціалізації циклічно змінюваних змінних алгоритму. В цьому блоці: обнуляється час роботи системи й кутова швидкість з попереднього такту, обчислюється радіус референц-еліпсоїду в точці старту й кутова швидкість обертання Землі; відстань від точки дислокації об’єкту до осі обертання Землі; кватерніон перетворення ГІСК в СІСК; початкова абсолютна лінійна швидкість об’єкту в проекціях на осі СІСК, що потім перепроєктується на осі ГІСК; розраховується початкове значення радіус–вектору в ГІСК та початковий кватерніон положення об’єкту з урахуванням початкових даних.

Блок 3 – ввод в алгоритм поновлюваних значень приращення вектору кута позірної повороту, приращення вектору позірної швидкості й часу між попереднім і дійсним поновленням.

Блок 4 – перевіряється умова застосування АБІНС. Для цього за вимірами гіроскопів оцінюється миттєва кутова швидкість об’єкта. Якщо величина будь-якої з її компонент перевищує граничне значення в 1 об./с, вважається, що умова

застосування АБІНС виконується. В цьому разі реалізується процедура відновлення значень лінійного прискорення й кутової швидкості за показами акселерометрів A_i згідно методу (2.2–2.3) – блоки 5 та 6. Якщо умова застосування АБІНС не виконується, реалізується традиційна схема обчислення приращення вектору кута позірного повороту за показами гіроскопів.

Блок 7 – за моделлю реалізується алгоритм обчислення вектору гравітаційного прискорення в проекціях на осі ГІСК.

Блок 9 – центральна частина алгоритму БІНС, що реалізує рекурентне обчислення вектору стану: вектору абсолютної кутової швидкості і радіус-вектору в проекціях на осі ГІСК, а також кватерніону поточної орієнтації ЗСК відносно ССК.

Блок 10 – включає в себе алгоритми обчислення поточних значень споживчих навігаційних параметрів за вектором стану БІНС. Цей блок складається з трьох алгоритмів: алгоритму обчислення координат, алгоритму обчислення швидкості, алгоритму обчислення кутів.

Блок 11 – умова закінчення роботи алгоритму БІНС.

Таким чином, алгоритм, що був адаптований до АБІНС, відрізняється від базової схеми, яка призначена для стандартної комплектації БІНС, блоком для обчислення прискорення та кутової швидкості за показами лише акселерометрів A_i .

4.2 Корекція алгоритму орієнтації керованого об'єкта, що швидко обертається, за інформацією надлишкової системи акселерометрів

Відомо, що основним джерелом похибок будь-якої БІНС є похибки вимірів інерціальних датчиків - гіроскопів та акселерометрів. Сукупні похибки вимірів складаються з адитивних та мультиплікативних складових. Останні, у свою чергу, можна поділити на похибки масштабних коефіцієнтів та похибки неспіввісності. В умовах руху зі швидким та перманентним обертанням саме мультиплікативні похибки починають відігравати домінуючу роль. Тому в умовах

високодинамічного об'єкту алгоритм БІНС без додаткової корекції вектора стану зазвичай не спроможний забезпечити високу точність визначення координат і швидкості.

Один, досить поширений засіб корекції БІНС, полягає у використанні надлишкової для системи інформації, яку постачає приймач сигналів супутникових радіонавігаційних систем [11]. Ця корекція проводиться на основі алгоритму фільтра Калмана й потребує спеціального програмно-математичного забезпечення.

Суть способу полягає в наступному: сигнали $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ з трьох гіроскопів, пропорційні значенням проекцій кутової швидкості на вимірювальні осі, та сигнали a_x, a_y, a_z з трьох акселерометрів, пропорційні значенням проекцій позірного прискорення на вимірювальні осі, поступають в блок обчислення навігаційних параметрів (рис. 4.5); далі з виходу цього блоку сигнали, пропорційні компонентам вектора координат об'єкту R_I , компонентам вектору швидкості об'єкту V_I , і кутам його орієнтації ψ_I , (кут курсу), ϑ_I , (кут тангажа), γ_I , (кут крену) надходять на першу групу входів блоку фільтрації й корекції, на другу групу входів якого надходять сигнали з приймача радіонавігаційних сигналів, пропорційні компонентам вектору координат об'єкту R_S , і компонентам вектору швидкості об'єкту V_S .

На рис. 4.5 зображена одна з можливих інформаційних схем БІНС, що корегується за сигналами від супутникової навігаційної системи (СНС). Ця БІНС складається з блоку трьох гіроскопів, блоку трьох акселерометрів та приймача супутникової інформації. Вихідні сигнали блока фільтрації й корекції $\hat{R}, \hat{V}, \hat{\psi}, \hat{\theta}, \hat{\gamma}$, пропорційні корегованим значенням однойменних навігаційних параметрів, надходять на вихід системи та одночасно забезпечують зворотній зв'язок для забезпечення стійкості роботи системи.

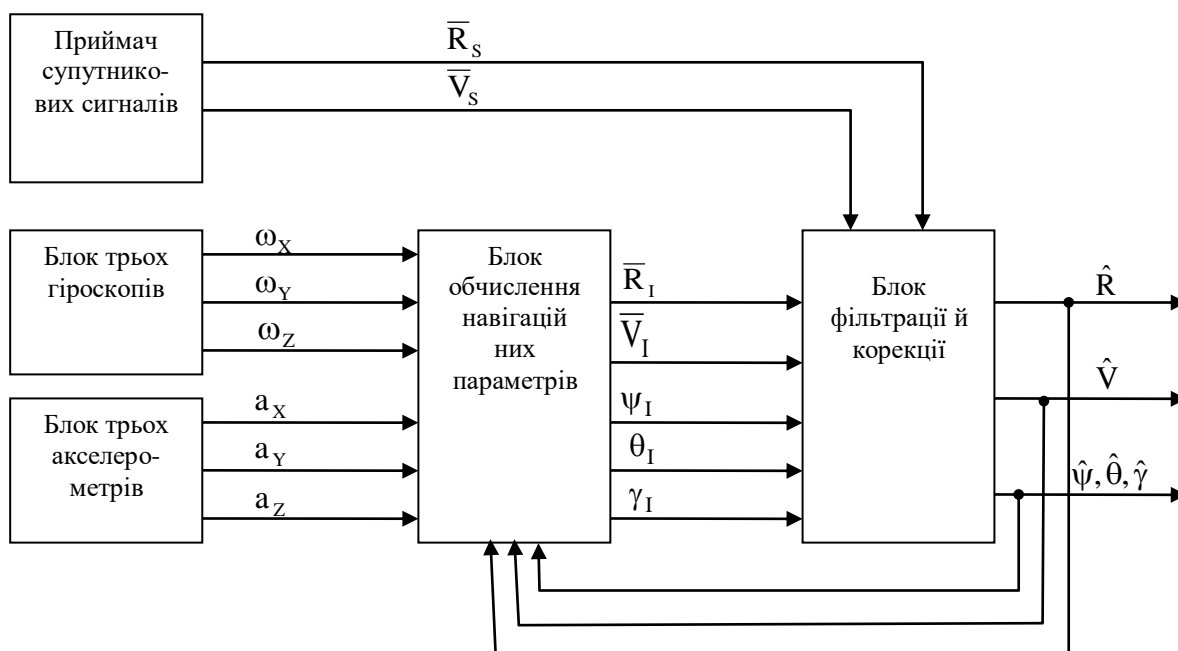


Рисунок 4.5 – Схема системи, що корегується супутниковою інформацією

Перевагою такого способу є зниження вимог до інерціальних датчиків при збереженні тривалої високої точності кінцевих навігаційних визначень.

Недоліками наведеного способу є, по-перше, залежність від наявності радіосигналів від супутникових систем та від зовнішніх перешкод на шляху проходження радіосигналів; по-друге, невелика частота проведення корекції, що обумовлена низькою частотою оновлення супутникової інформації. І, нарешті, чисельне моделювання показало, що в умовах обертального руху об'єкту координати та швидкість корегуються задовільно, а кутові параметри – з неприпустимо великою похибкою. Таким чином, це робить проблемним застосування такого способу в умовах швидкого обертання об'єкту взагалі та непридатним для застосування кутових параметрів у системі керування рухом.

В основу нового метода корекції, що пропонується, поставлена задача вдосконалення способу корекції за надлишковою інформацією параметрів орієнтації об'єкту, що швидко обертається навколо поздовжньої осі. Така корекція проводиться шляхом додаткової високочастотної корекції кута крену на основі застосування вимірювань вектору позірного прискорення, проекції якого

на осі чутливості акселерометрів внаслідок обертання мають модульований характер.

Для цього БІНС доповнено спеціально розташованими акселерометрами, призначеними для обчислення кутової швидкості за акселерометричними вимірами, та блоком визначення екстремального значення і формування сигналу корекції. В цьому блоці за сигналами акселерометрів каналів курсу і тангажа, осі яких ортогональні до вздовжної осі об'єкту, проводиться виділення екстремального значення й формування корегуючого сигналу. Цей сигнал використовується для перевизначення поточного значення кута крену, що був отриманий під час розрахунку навігаційних параметрів. І далі цей кут крену корегують разом з іншими навігаційними параметрами (рис. 4.6).

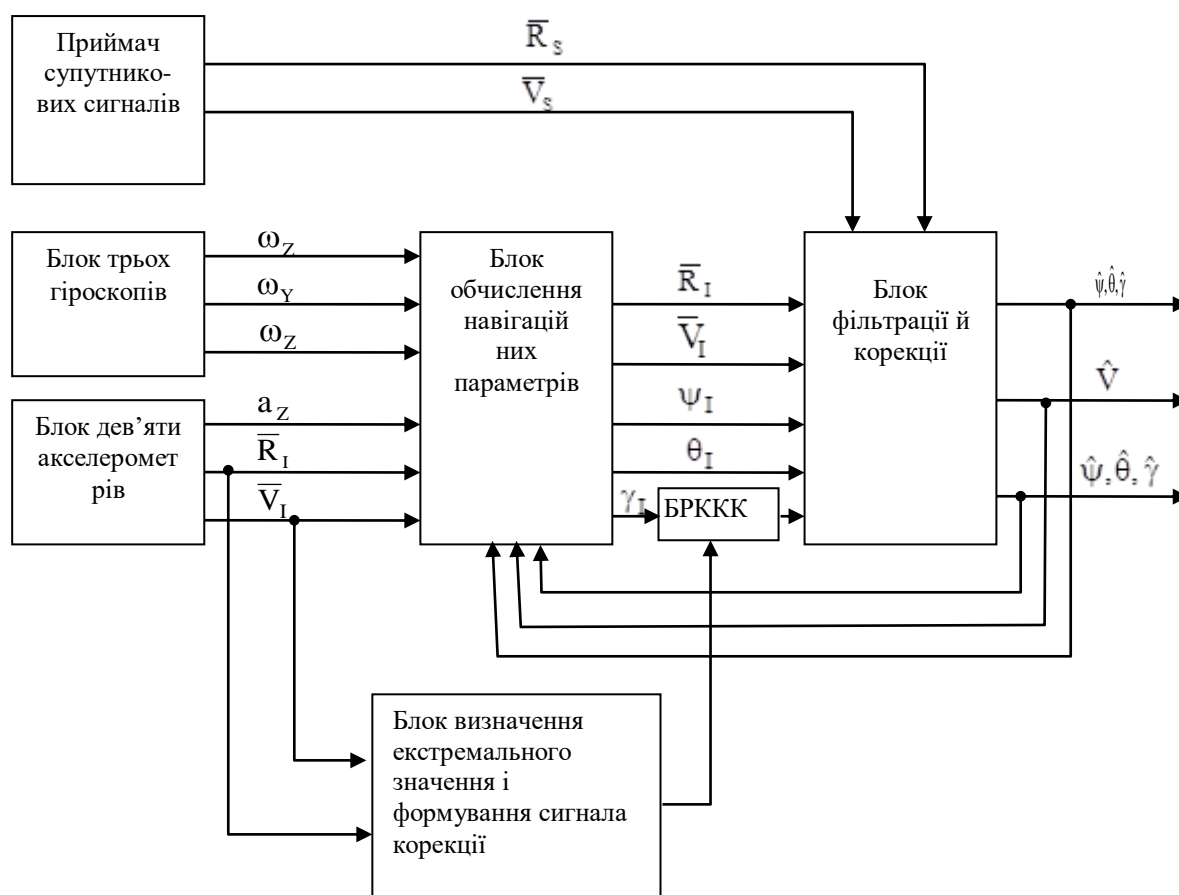


Рисунок 4.6 – Схема системи з додатковою корекцією кута крену

Розглянемо суть методу, що пропонується, більш детально.

Нехай O_1XYZ – нерухома топоцентрична декартова система координат (ТДСК), в якій вісь O_1Y спрямована вгору паралельно вектору прискорення вільного падіння \vec{g} . Розглянемо об'єкт, що рухається вздовж деякої траєкторії зі швидкістю \vec{V} , і пов'яжемо з ним зв'язану систему координат (ЗСК) $Oxyz$ (рис. 4.7). В окремому випадку, який не звужує наступний розгляд, будемо вважати, що поздовжня вісь об'єкта Ox збігається з вектором швидкості \vec{V} , а вісь O_1X – з напрямом на північ. В цих умовах кут нахилу траєкторії еквівалентний куту тангажа θ , а кут шляху еквівалентний куту курсу ψ .

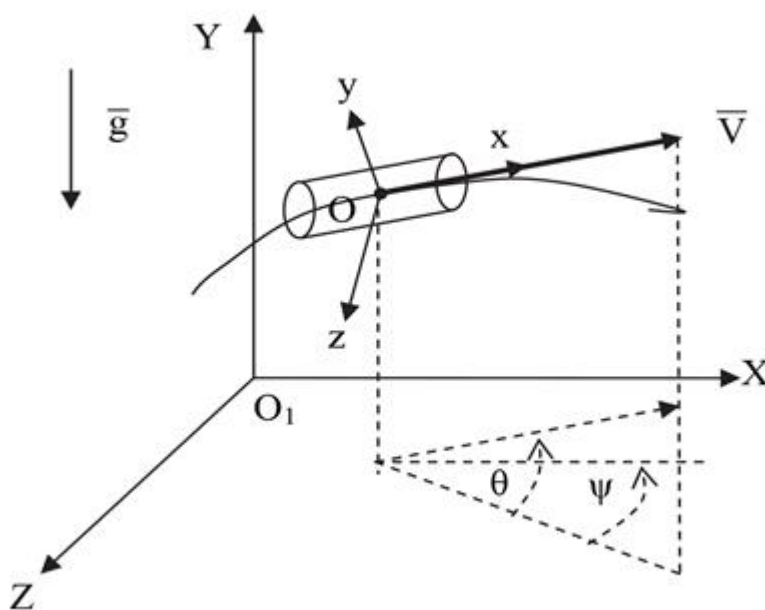


Рисунок 4.7 – Топоцентрична і зв'язана системи координат

Крім траєкторного руху об'єкт здійснює обертання навколо осі Ox зі значною кутовою швидкістю ω , що може змінюватися, але повільно. Назвемо кут повороту навколо осі Ox кутом крену γ і зазначимо, що коли $\theta=0$ і $\gamma=0$, то площина xOz паралельна горизонтальній площині XO_1Z .

Нехай на об'єкті серед інших вимірювачів додатково розташовані два акселерометри A_y і A_z на відстані ρ від осі обертання та з осями чутливості, колінеарними відповідним осям ЗСК (рис. 4.8).

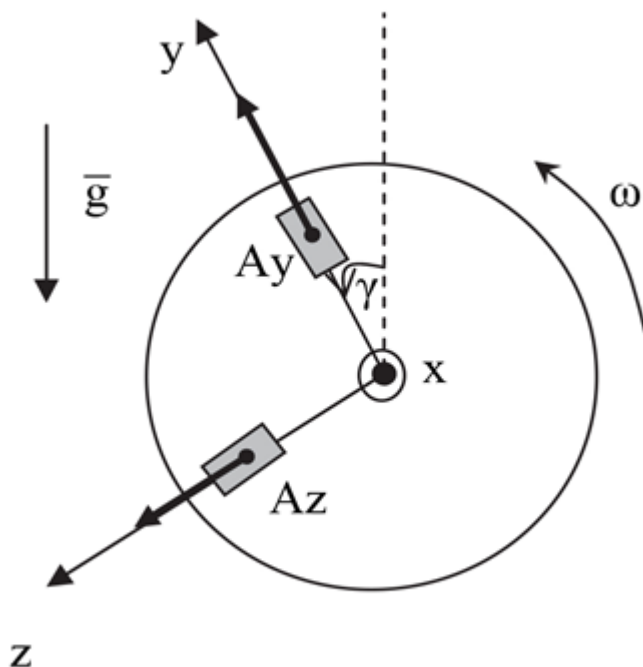


Рисунок 4.8 – Розташування акселерометрів в ЗСК

Сутність методу полягає у наступному. В системі, що зображено на рис.4.6, за допомогою трьох гіроскопів, трьох акселерометрів і приймача супутникових сигналів визначаються кути, швидкості й координати об'єкту. Але в умовах швидкого обертання об'єкту похибка масштабного коефіцієнту x -гіроскопа призводить до постійного стрімкого росту похибки визначення кута крену. Для підвищення точності визначення саме кута крену пропонується з збільшеною вчетверо частотой обертання об'єкту проводити корекцію його значення за показами y - і z -акселерометрів, які в загальному випадку мають вигляд майже періодичної кривої з періодом, що відповідає частоті обертання, повільно змінною амплітудою та повільною тенденцією середньої лінії. Фіксуючи за допомогою електронної апаратури проходження послідовністю вимірювань y -акселерометра свого локального максимума або локального мінімуму, формується сигнал

корекції "1" або "2", який відповідає істинному значенню кута крену $\gamma_e=0$ ("1") або $\gamma_e=\pi$ ("2"). Для максимального і мінімального значення вимірювань z-акселерометру формується сигнал корекції "-1" або "-2", що відповідає істинному значенню кута крену $\gamma_e=3/2\pi$ ("-1") та $\gamma_e=1/2\pi$ ("-2"). Сформований таким чином сигнал корекції надходить в БРККК, де проводиться перевизначення поточного значення кута крену за правилом $\gamma_1 = \gamma_e$.

Для обґрунтування викладеного способу звернемося до відповідних математичних моделей.

Оскільки за умовою проекція вектору кутової швидкості обертання об'єкту на поздовжню вісь є набагато більшою, ніж всі інші проекції, відповідно можна зневажати швидкістю зміни кутів тангажа і курсу. В цих умовах розглянемо модель поточних значень вимірювань, що реалізує у-акселерометр, вважаючи початкове значення кута крену нульовим. Проекція вектора позірною прискорення об'єкту на вісь чутливості у-акселерометру має вигляд:

$$a_y(t) = W_{Oy}(t) - \rho \cdot \omega^2(t) + g \cdot \cos \theta(t) \cdot \cos \gamma(t), \quad (4.6)$$

де $a_y(t)$ – вимірювання у-акселерометра у момент часу t ;

$W_{Oy}(t)$ – поточна проекція дійсного прискорення точки О на вісь Оу ЗСК;

ρ – відстань розташування чутливого елемента у-акселерометру від осі обертання Ох;

$\omega(t)$ – поточна швидкість обертання об'єкту навколо вздовжньої осі;

g – значення прискорення вільного падіння;

$\theta(t)$ – поточне значення куту тангажа;

$\gamma(t) = \omega(t) \cdot t$ – поточне значення кута крену.

Треба звернути увагу, що $\omega(t)$ та $\theta(t)$ міняються з часом зі швидкістю, набагато меншою, ніж інші змінні.

Прискорення точки O , проекція якого розглядається, є результатом дії всіх зовнішніх сил, які зведені до точки O , і складається, зокрема, з сили тяжіння $Q_w = g \cdot m$, сили супротиву середовища $\bar{Q}_R(t)$, піднімаючої сили $Q_U(t) = q_U(t) \cdot m$ і, можливо, реактивної сили $\bar{Q}_T(t)$ двигунів (рис. 4.9).

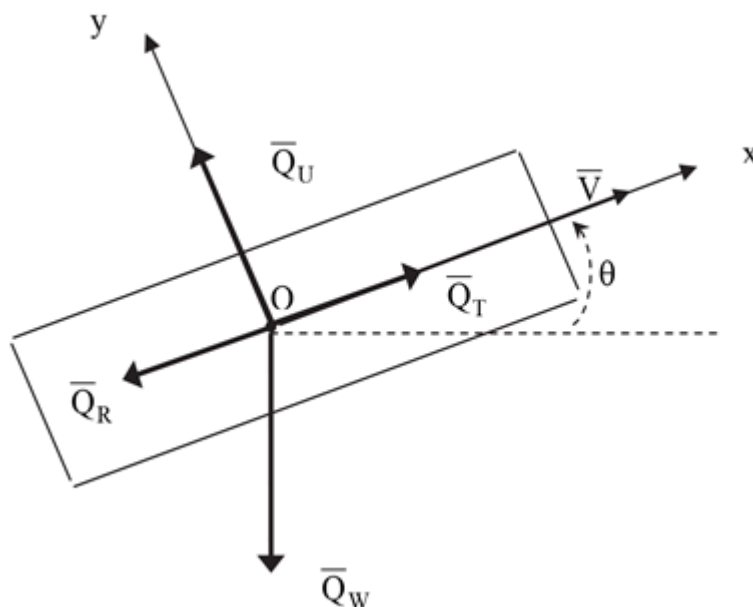


Рисунок 4.9 – Діаграма сил, що прикладені до об'єкту

Оскільки у випадку колінеарності вектора швидкості й вздовжної осі об'єкту сила супротиву та реактивна сила є ортогональними осі чутливості у-акселерометра, проекція $W_{oy}(t)$ з врахуванням обертання об'єкту навколо осі Ox , виглядає як

$$W_{oy}(t) = (q_U(t) - g \cdot \cos\theta(t)) \cdot \cos\gamma(t) \quad (4.7)$$

Підстановка виразу (4.7) у формулу (4.6) дає

$$a_y(t) = q_U(t) \cdot \cos \gamma(t) - \rho \cdot \omega^2(t) \quad (4.8)$$

Таким чином, вимірювання у-акселерометра мають мало змінну складову, що пов'язана зі зміною швидкості обертання $\omega(t)$, та високочастотну складову, що є модульованою мало змінним у порівнянні зі швидкістю обертання прискоренням $q_U(t)$ від піднімаючої сили.

Якісний характер вимірювань (4.8) наведений на рис. 4.10. Абсолютна величина виміру досягає 10^5 , тобто є досить великою. Це пов'язане з тим, що акселерометр вимірює також і відцентрове прискорення, що пропорційне квадрату кутової швидкості. У наведеному прикладі остання дорівнює 1 об/с.

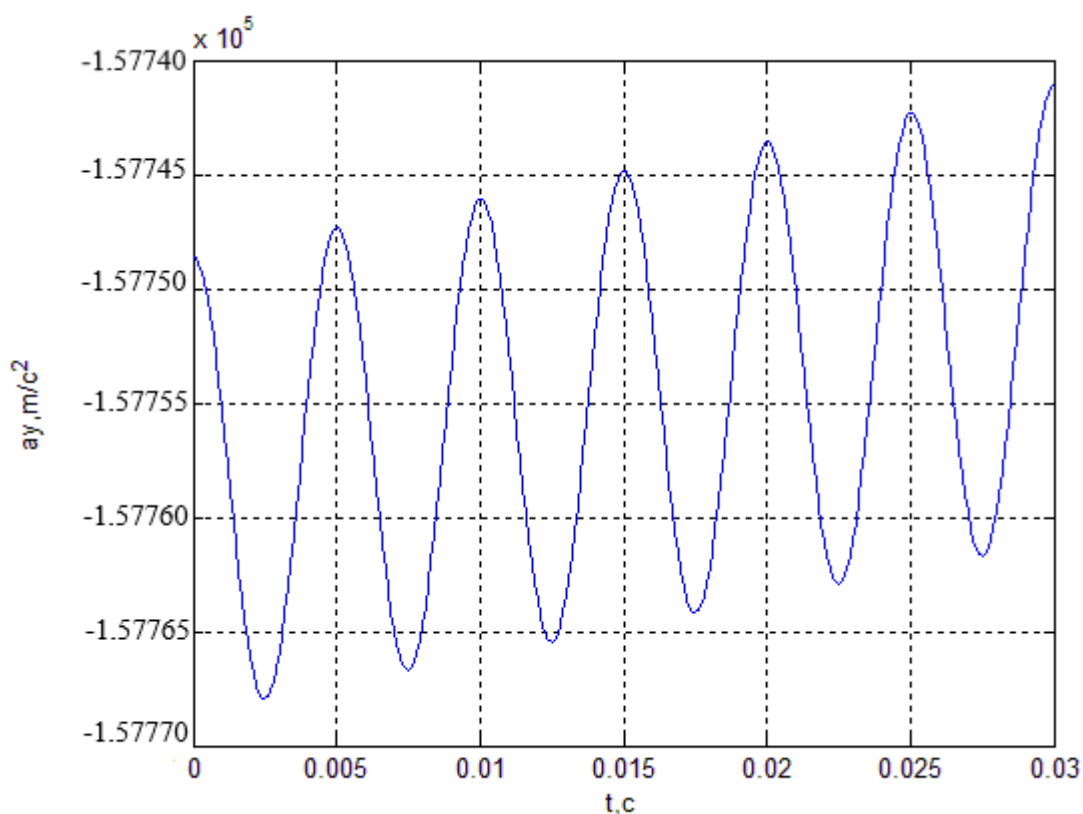


Рисунок 4.10 – Якісний характер вимірювань у-акселерометра

З моделі (4.8) витікає, що при квазістаціонарному характері $q_U(t)$ локальний максимум на періоді обертання об'єкту відповідає $\gamma = 0$, а локальний мінімум досягається при $\gamma = \pi$, що підтверджує наведений спосіб корекції кута крену в системі визначення орієнтації.

Аналогічні висновки є справедливими і для z-акселерометра.

Проведений аналіз встановив, зокрема, необхідні умови ефективності розробленого методу – це наявність піднімаючої сили. Створення й керування такою силою виконує бортова система керування рухом за допомогою рулів висоти, які повертаються відносно корпусу. Наведений спосіб саме й призначений для забезпечення такої системи управління високоточною кутовою інформацією.

Розглянемо приклад для демонстрації дієздатності й ефективності запропонованого методу. Для цього промодельюємо рух об'єкту, що обертається навколо вздовжньої осі з кутовою швидкістю 100 об/с. Похибка масштабного коефіцієнту гіроскопа встановлена на рівні 0,1%, частота оновлення інформації – 10 кГц. Побудуємо залежність похибки визначення кута крену без запропонованої корекції та з нею (рис. 4.11).

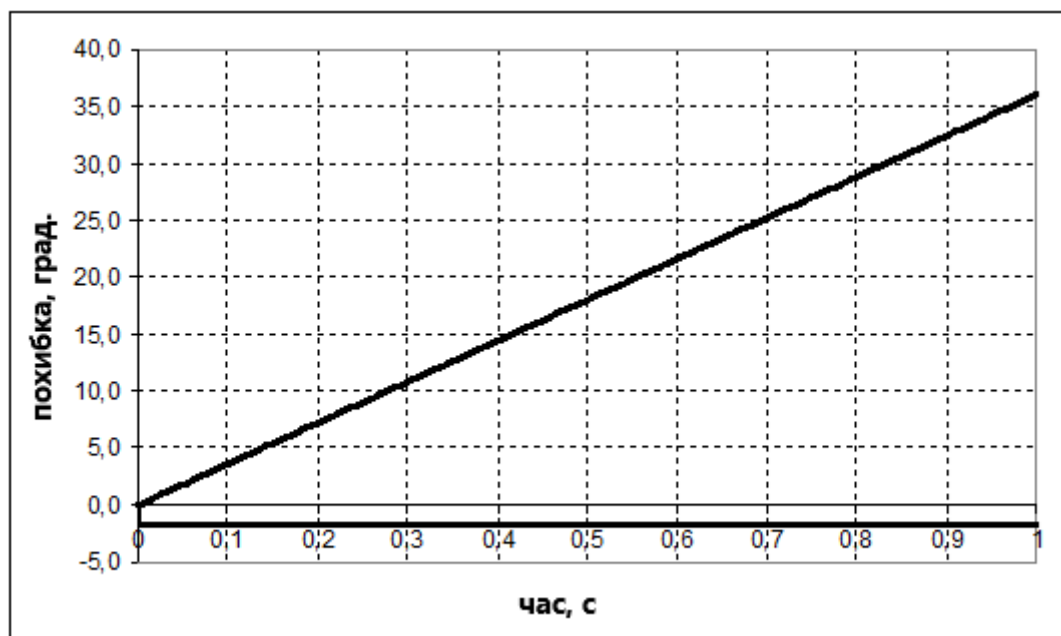


Рисунок 4.11 – Поведінка похибки визначення кута крену за методами без корекції та з нею

Лінія, що має нахил, – це похибка визначення кута крену протягом однієї секунди за методом, який не передбачає корекції. Друга лінія, практично

паралельная осі абсцисс, є похибкою визначення кута крену за методом з корекцією, що проводиться по екстремумах вимірювань у- і z-акселерометрів чотири рази за період обертання. Ця похибка в збільшеному масштабі на скороченому проміжку часу має вигляд, як на рис. 4.12. Її миттєве спадання пов'язане з проведенням корекції, а повільний зріст – з накопиченням похибки між моментами корекції.

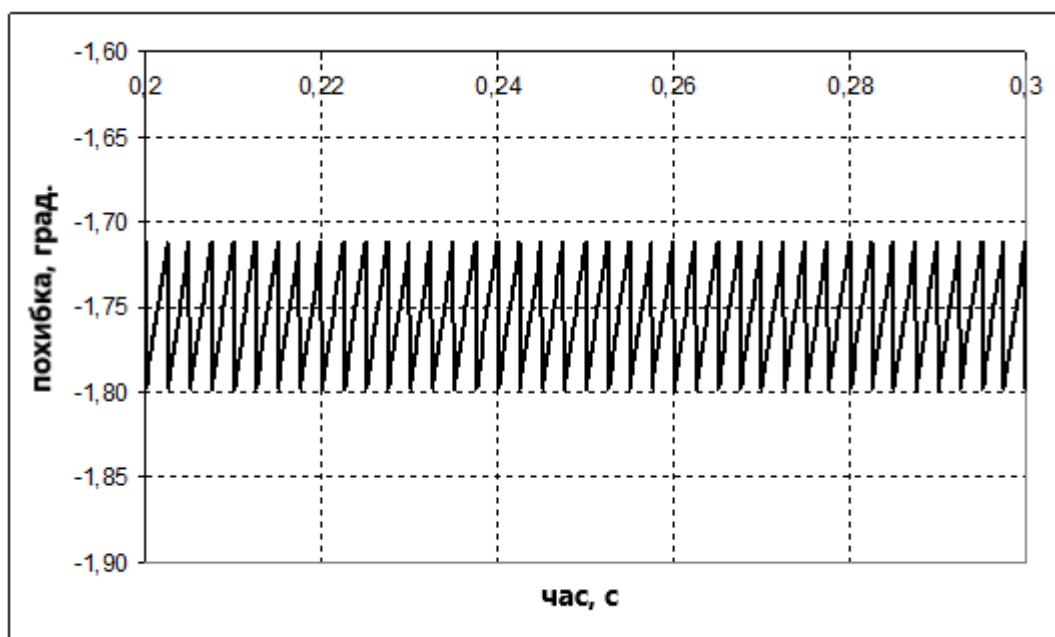


Рисунок 4.12 – Фрагмент похибки визначення кута крену за методом з корекцією

З наведених графіків випливає, що розроблений спосіб суттєво обмежує похибку визначення кута крену. Рівень залишкової похибки пов'язаний зі швидкістю обертання та періодом оновлення вимірювань і складає кут, на який повертається об'єкт за половину періода оновлення інформації.

Таким чином, наведений метод за рахунок застосування акселерометрів забезпечує підвищення точності визначення параметрів орієнтації для об'єктів, що швидко обертаються, в порівнянні з відомими методами. Це розширює область застосування БІНС в бортових системах управління на клас об'єктів, що здійснюють швидке обертання навколо повздовжньої осі.

4.3 Апробація алгоритмів функціонування акселерометричної БІНС з корекцією в умовах високодинамічного об'єкту

Для підтвердження ефективності розроблених методів моделюється робота навігаційної системи, в якій проводиться комплексування інерціальної і супутникової інформації. Власне задача комплексування інерціальної та супутникової інформації на основі фільтру Калмана реалізовано за допомогою програмних засобів, які створено на кафедрі комп'ютерного моделювання процесів та систем. Оскільки ця методологія не є такою, що розвивається у дисертації, відповідний її опис відсутній. Автор тільки доповнив відповідний комплекс моделюванням надлишкової системи АК та алгоритмами відновлення кутової швидкості та корекції за екстремальними значеннями вимірів відповідних АК.

В цих умовах було прийняте наступне. Склад інерціальної інформації:

- при типовій конфігурації БІНС: вектор абсолютної кутової швидкості, що вимірюється трьома гіроскопами, і вектор позірного прискорення, що вимірюється трьома акселерометрами;
- для акселерометричної БІНС: типова конфігурація доповнюється надлишковим числом спеціально розташованих акселерометрів, завдяки яким у певних умовах оцінюється вектор кутової швидкості.

Склад супутникової інформації: координати (широта, довгота, висота) й відносна швидкість (північна, вертикальна й східна складові) центра мас об'єкту.

Частота оновлення і обробки інерціальної інформації 100 Гц, частота корекції від супутникової інформації 1 Гц.

Вважається, що об'єкт здійснює рух, який характеризується такими параметрами:

- рух центра мас: нерухомий стан 10 с; рух з прискоренням 20 м/с^2 протягом 20 с з нульовим курсом; прямолінійний рух зі швидкістю, близькою до 400 м/с, протягом 900 с. Висота не змінюється;

– рух навколо центра мас: об'єкт обертається навкруги вздовжньої осі з кутовою швидкістю $360^\circ/\text{с}$, при чому набирає її на ділянці розгону при постійному кутовому прискоренні протягом 10 с.

В ході експерименту контролюються :

- координати, швидкість і кутові параметри об'єкта, що формуються в коректованому каналі БІНС (кореговані параметри);
- координати, швидкість і кутові параметри об'єкта, що формуються в інерціальному каналі БІНС (автономні параметри).

В якості критеріїв оцінки було обрано похибку корегованих і автономних параметрів, що розуміється, як різниця формованих та еталонних значень однойменних параметрів.

Сам обчислювальний експеримент будується наступним чином:

1) Моделюється робота **БІНС типової конфігурації** з ідеальними датчиками за умов відсутності обертання навколо поздовжньої осі. Призначення цього експерименту – підтвердження працездатності алгоритмів БІНС в умовах, що є близькими до ідеальних.

2) Моделюється робота **БІНС типової конфігурації** з ідеальними датчиками в умовах обертання навколо вздовжньої осі. Таким чином можна отримати оцінки похибок навігаційних параметрів, що пов'язані з динамікою об'єкту за умови ідеальних вимірювань (похибки методів інтегрування та корекції).

3) Моделюється робота **БІНС типової конфігурації**, в якій поздовжньому гіроскопу додається похибка масштабного коефіцієнту в умовах обертання об'єкту навколо поздовжньої осі. Таким чином можна отримати значення похибок навігаційних параметрів, що пов'язані з похибкою гіроскопу, в умовах високої динаміки об'єкту. Вплив решти похибок датчиків (гіроскопів і акселерометрів) менш значущі в умовах моделювання.

4) Моделюється робота **акселерометричної БІНС** в умовах обертання об'єкту навколо поздовжньої осі. Таким чином можна отримати оцінки похибок навігаційних параметрів для АБІНС в умовах високої динаміки об'єкту.

5) Моделюється робота **акселерометричної БІНС** в умовах обертання об'єкту навколо поздовжньої осі з корекцією кута крену за вимірами АК. Завдяки цьому можна отримати оцінки похибок навігаційних параметрів для АБІНС з корекцією в умовах високої динаміки об'єкта.

Розглянемо отримані результати експерименту.

Експеримент №1. Ідеальні датчики, обертання відсутнє.

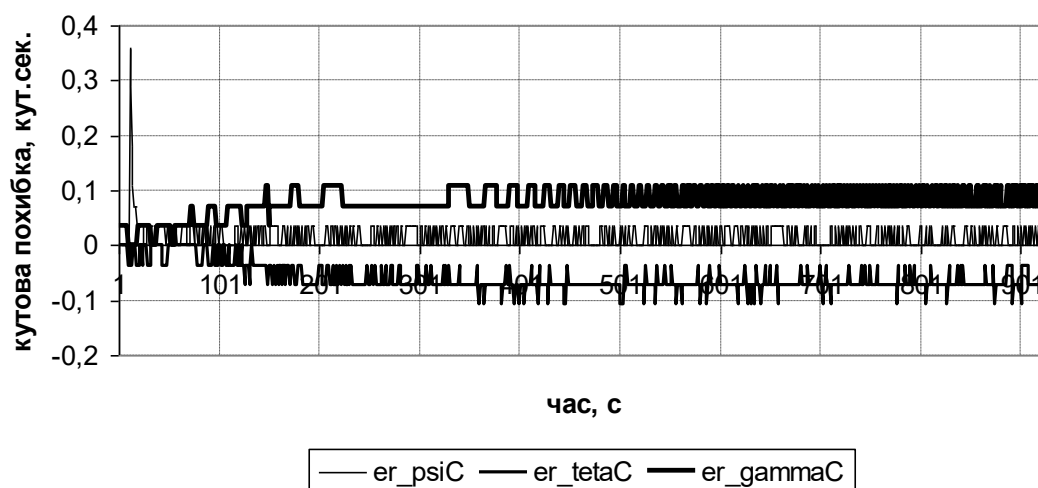


Рисунок 4.13 – Похибка корегованих значень кутових параметрів

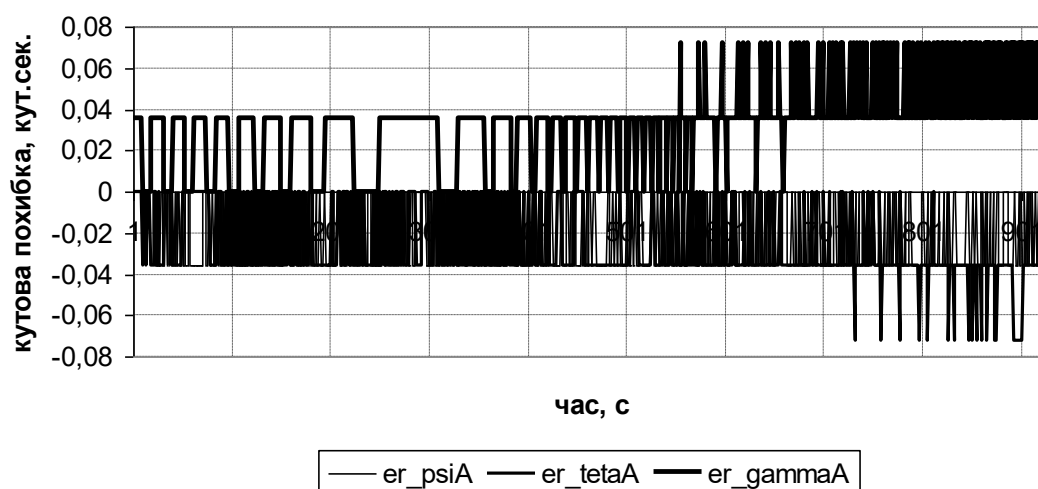


Рисунок 4.14 – Похибка автономних значень кутових параметрів

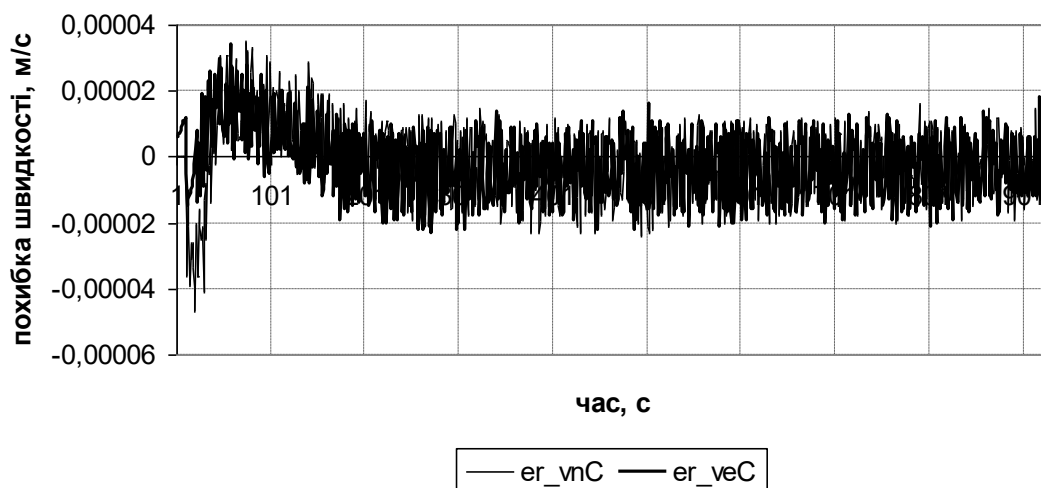


Рисунок 4.15 – Похибка корегованих значень північної й східної швидкості

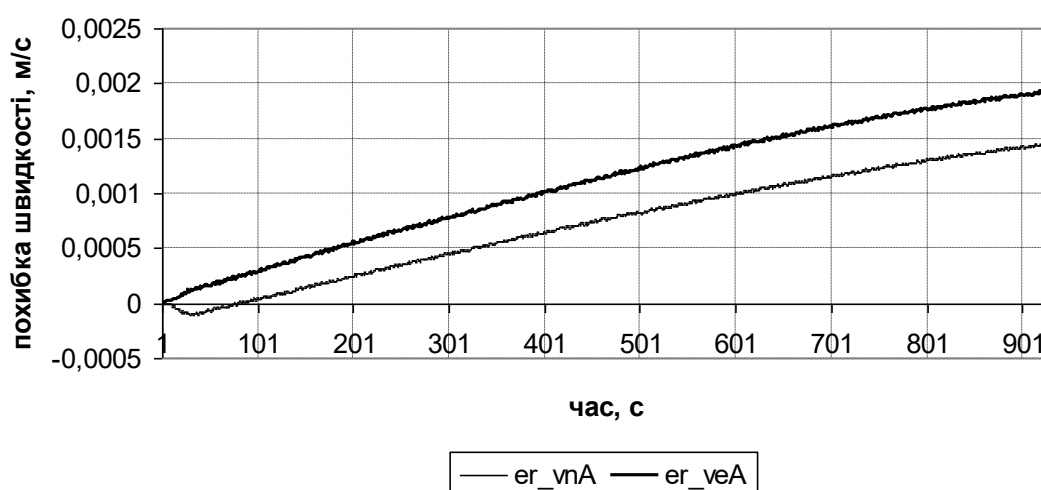


Рисунок 4.16 – Похибка автономних значень північної й східної швидкості

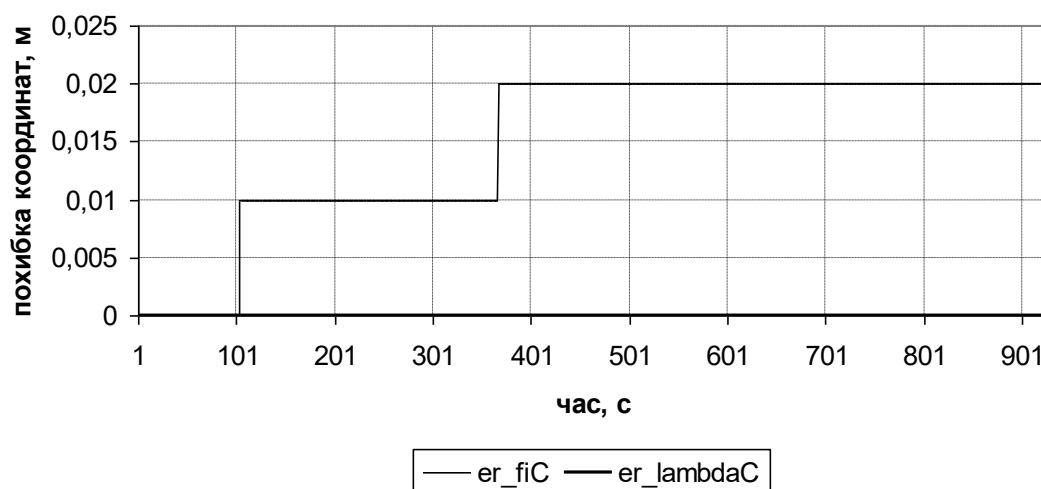


Рисунок 4.17 – Похибка корегованих значень широти й довготи

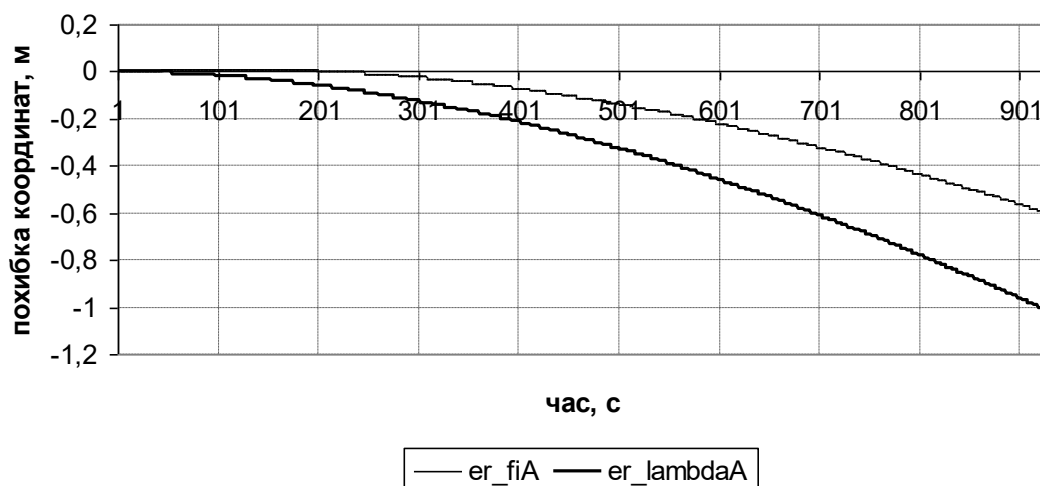


Рисунок 4.18 – Похибка автономних значень широти й довготи

За ідеальних умов видно, що похибки визначення і автономних, і корегованих параметрів нехтовно малі, що є доказом коректної роботи алгоритму.

Експеримент №2. Ідеальні датчики. Є поздовжнє обертання

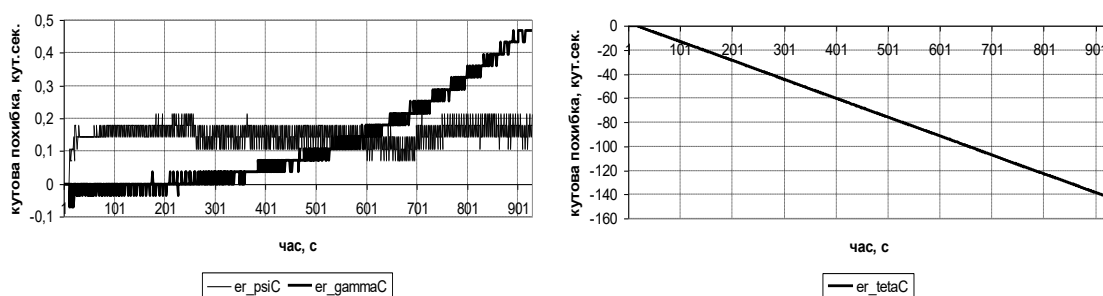


Рисунок 4.19 – Похибка корегованих значень кутів курсу й крену (зліва) і тангажа (справа)

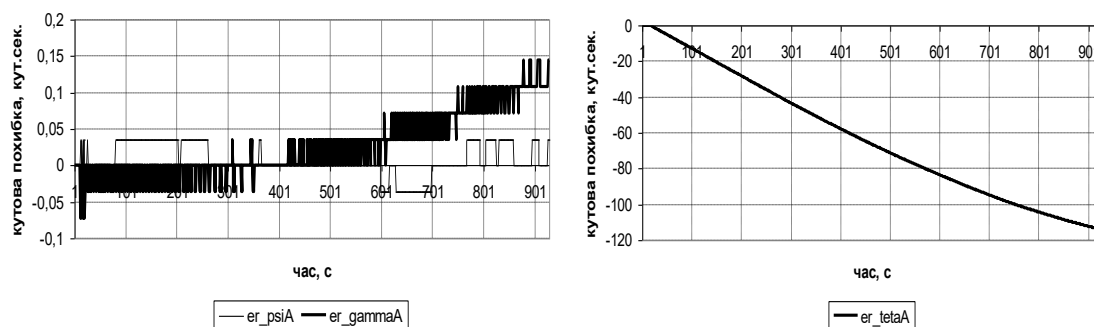


Рисунок 4.20 – Похибка автономних значень кутів курсу й крену (зліва) і тангажа (справа)

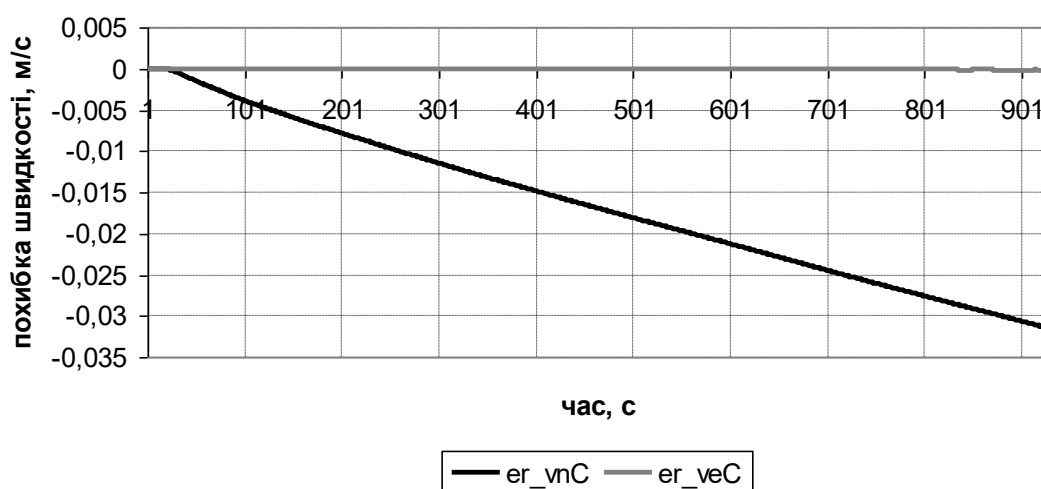


Рисунок 4.21 – Похибка корегованих значень північної й східної швидкості

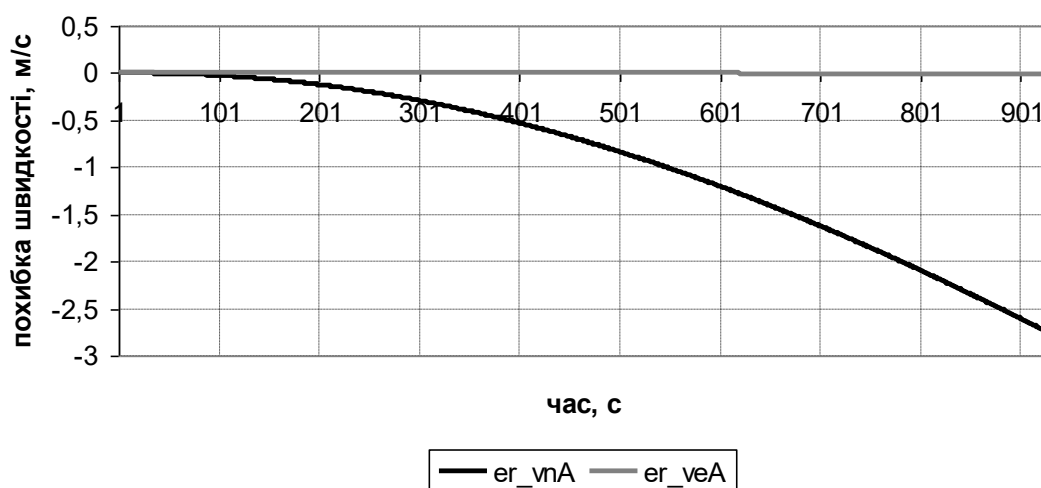


Рисунок 4.22 – Похибка автономних значень північної й східної швидкості

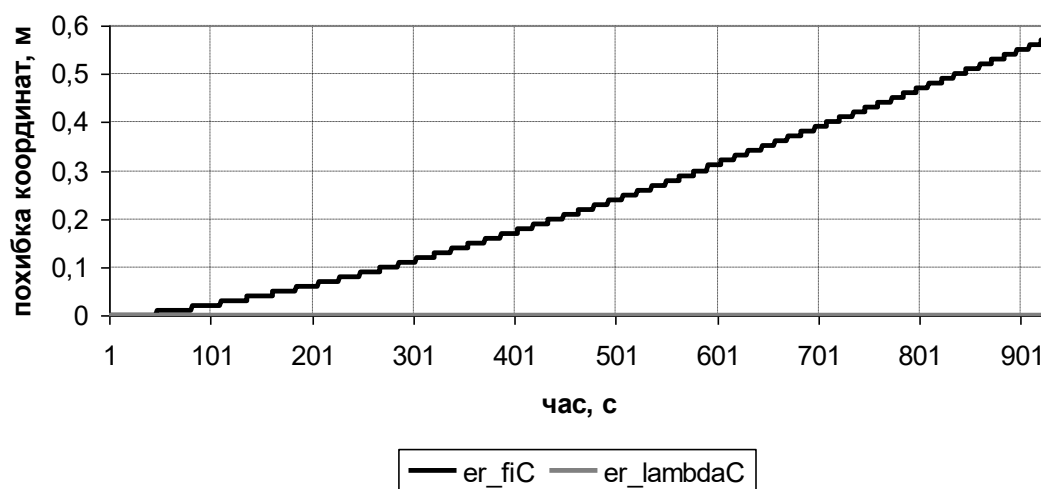


Рисунок 4.23 – Похибка корегованих значень широти й довготи

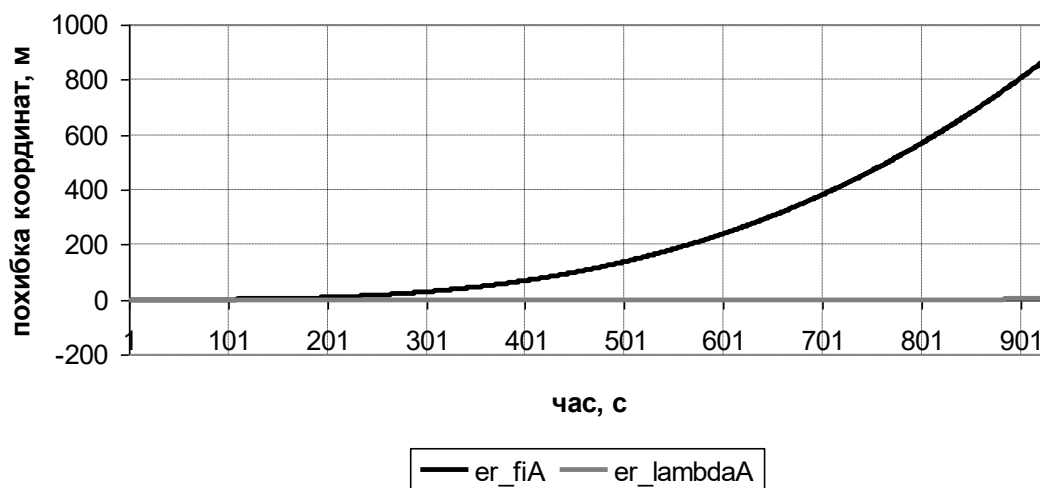


Рисунок 4.24 – Похибка автономних значень широти й довготи

Тобто, за умови наявності обертання отримані задовільні значення гібридних координат та швидкості. Стосовно автономних параметрів зауважимо, що спостерігається зростання похибки, пов'язаної з оцінкою кута тангажу. Тобто, швидке обертання в каналі крену за рахунок перехресних зв'язків призводить до суттєвих похибок у каналі тангажу. При цьому похибка кута тангажу у гібридному, тобто корегованому супутникової інформацією каналі, навіть гірша, ніж у некорегованому, автономному каналі.

Експеримент №3. Поздовжнє обертання. Похибка масштабного коефіцієнта гіроскопа з віссю чутливості, що є співнаправленою поздовжньою віссю об'єкта, знаходиться на рівні 10^{-5} , що відповідає характеристиці високоточного оптичного (лазерного) гіроскопу.

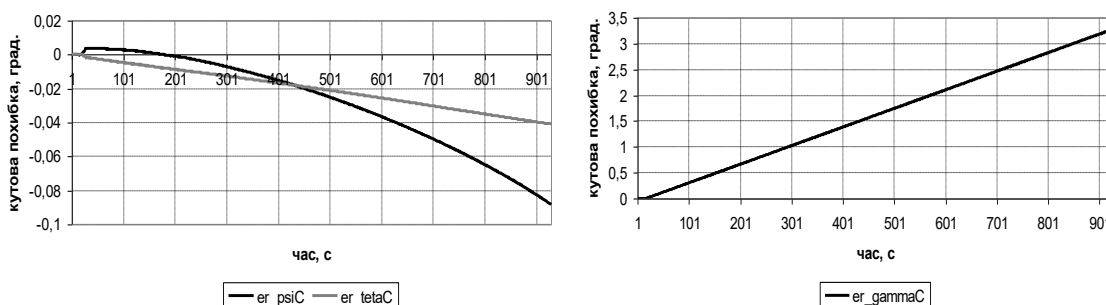


Рисунок 4.25 – Похибка корегованих значень кутів курсу і тангажу (зліва), й крену (справа)

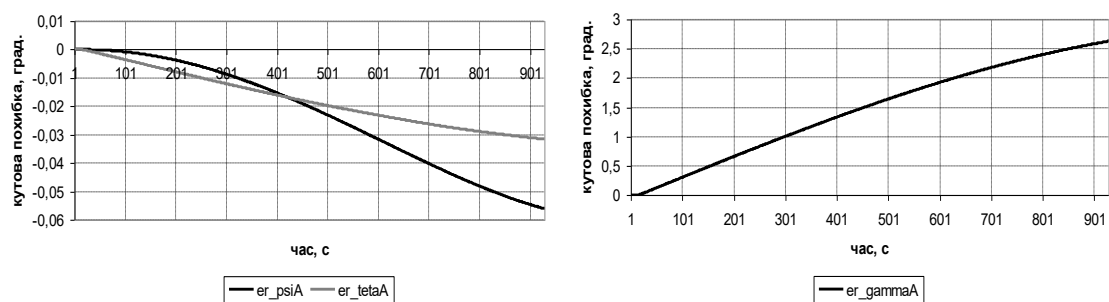


Рисунок 4.26 – Похибка автономних значень кутів курсу і тангажа (зліва), й крену (справа)

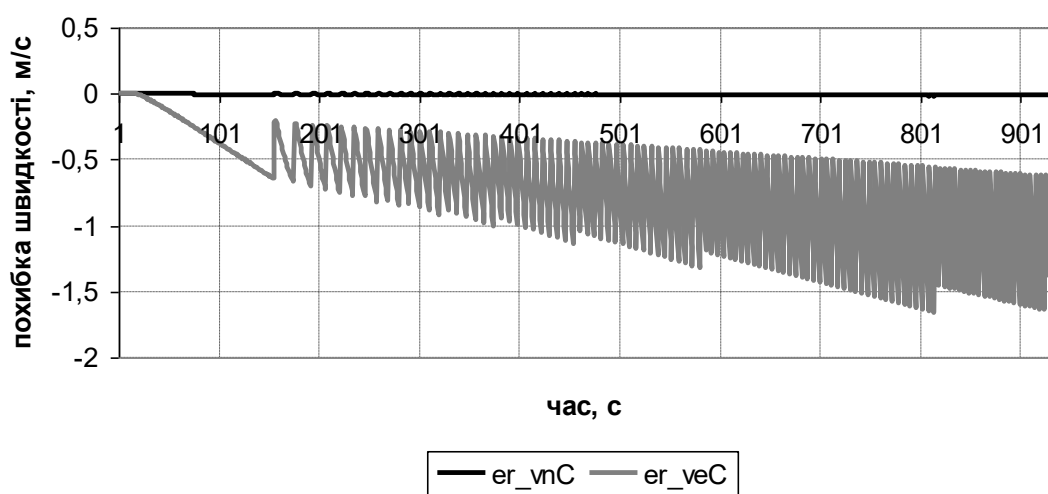


Рисунок 4.27 – Похибка корегованих значень північної й східної швидкості

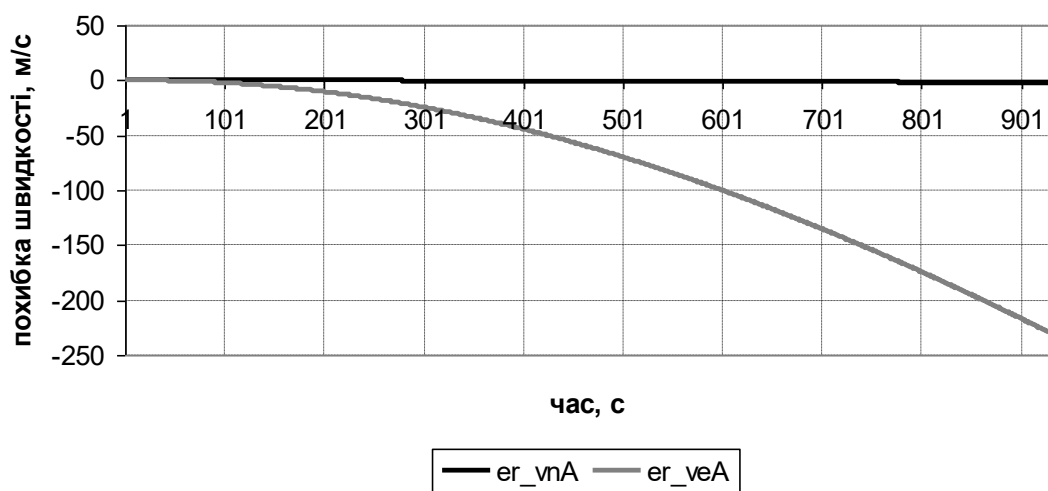


Рисунок 4.28 – Похибка автономних значень північної й східної швидкості

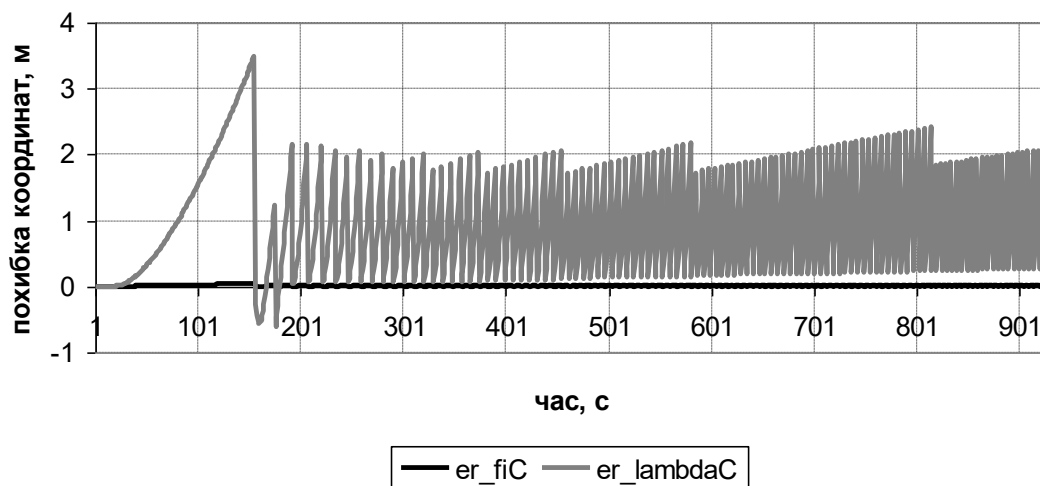


Рисунок 4.29 – Похибка корегованих значень широти й довготи

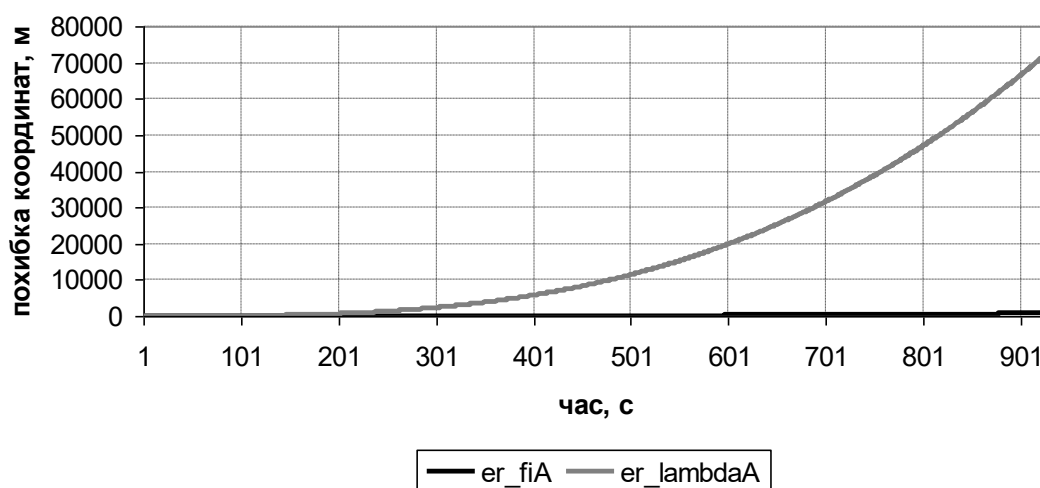


Рисунок 4.30 – Похибка автономних значень широти й довготи

За результатами цього етапу моделювання видно, що автономний обчислювальний канал навігаційної системи не справляється з задачею визначення координат, швидкості і кутів. Корегований канал системи досить успішно визначає координати і швидкість, але кути курсу, крену і тангажа видаються з похибкою, занадто великою для застосування у системі керування рухом.

Експеримент №4. Моделюється акселерометрична БІНС. Вважається, що вертикальна і поперечна проекції кутової швидкості вимірюються гіроскопами; поздовжня проекція до $100^\circ/\text{с}$ вимірюється гіроскопом, вище – відновлюється за вимірами трійки акселерометрів.

Вважається, що додаткові акселерометри розташовані на відстані 0,4 м від осі обертання з похибкою 0,0003% та вимірюють позірне прискорення з адитивною похибкою $5\mu\text{g}$.

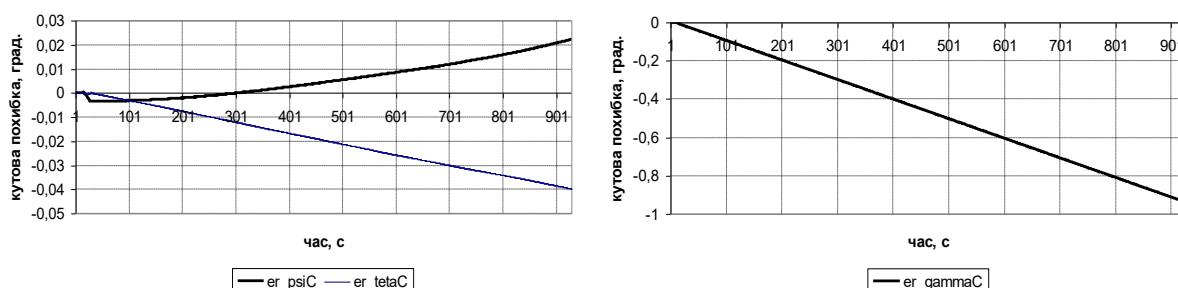


Рисунок 4.31 – Похибка корегованих значень кутів курсу й тангажа (зліва), та крену (справа)

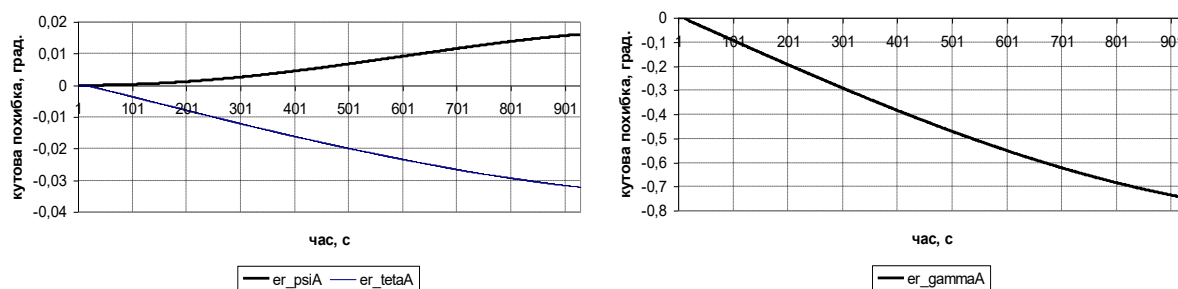


Рисунок 4.32 – Похибка автономних значень кутів курсу й тангажа (зліва), і крену (справа)

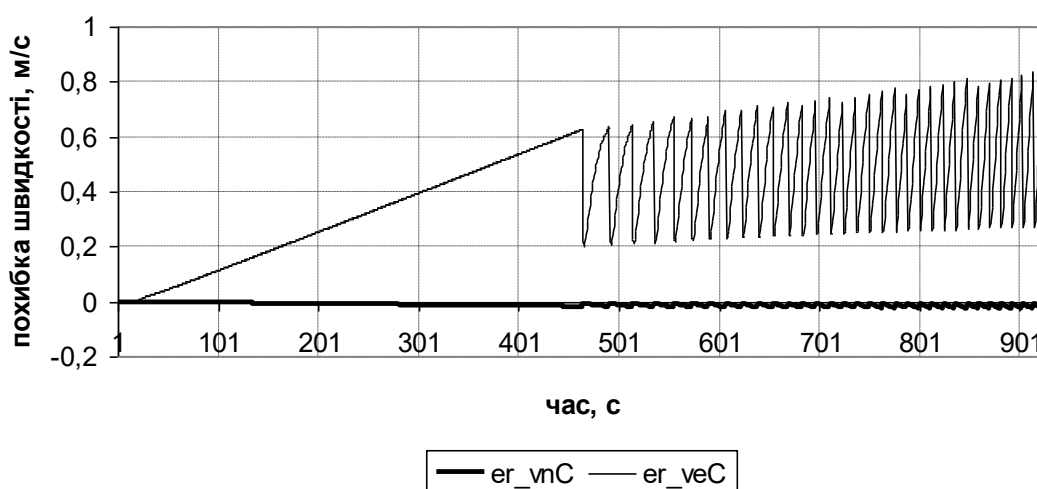


Рисунок 4.33 – Похибка корегованих значень північної та східної швидкості

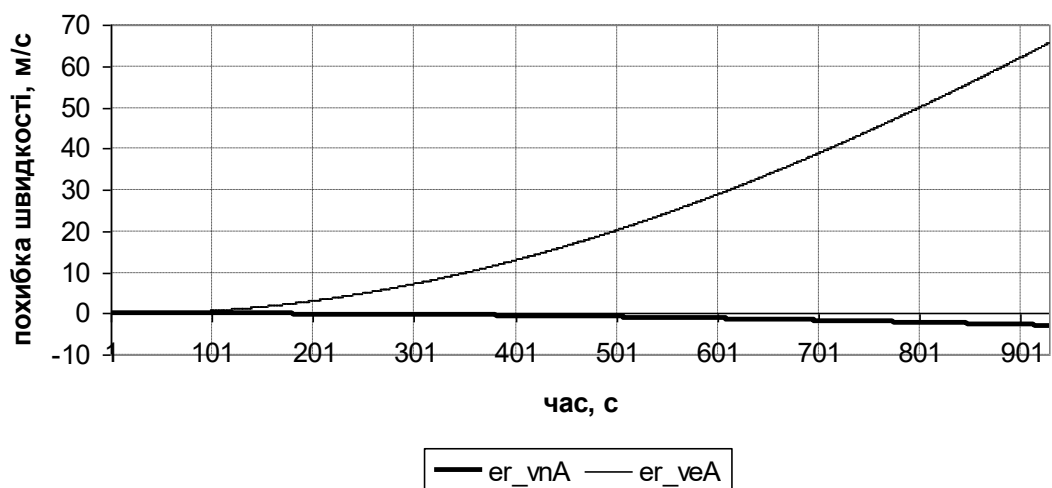


Рисунок 4.34 – Похибка автономних значень північної та східної швидкості

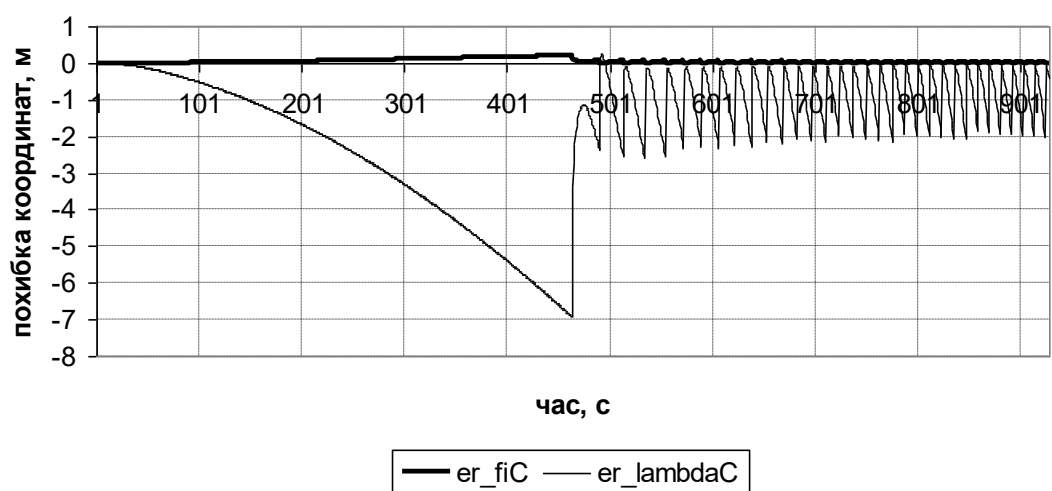


Рисунок 4.35 – Похибка корегованих значень широти і довготи

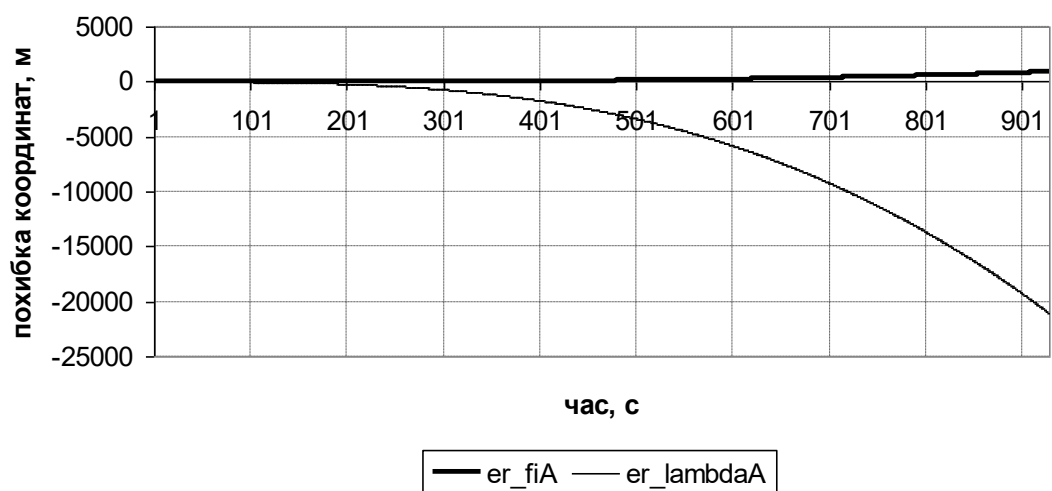


Рисунок 4.36 – Похибка автономних значень широти й довготи

Як видно з результатів, основна похибка навігації тепер вже пов'язана з похибкою визначення кута крену, що є неприпустимо великою як в автономному, так і в корегованому каналах. Причому тут також проявляється та закономірність, що відсутність супутникової корекції в кутах призводить до більш точних оцінок, ніж за умови її наявності. Кореговані оцінки швидкості й координат є прийнятними, хоча й мають характерний пилкоподібний характер, пов'язаний з деякими особливостями роботи фільтру Калмана. Автономні оцінки координат і швидкості трохи кращі, ніж для стандартної конфігурації БІНС, оскільки похибка визначення кутової швидкості за допомогою АК в цих умовах моделювання виявилась меншою, ніж за допомогою гіроскопа. Таким чином, застосування додаткової трійки АК для оцінки вздовжньої компоненти швидкості посприяло підвищенню точності обчислення, але досягнуті результати не дозволяють використовувати АБІНС в такому вигляді для управління рухом.

Цей експеримент також демонструє неспроможність і корегованого, і автономного каналів системи при визначенні кутів курсу, крену і тангажа в наведених умовах. Хоча автономний, тобто без корекції, канал справляється з цією задачею дещо краще.

Експеримент №5. Моделюється робота акселерометричної БІНС. При цьому вертикальна й поперечна проекції кутової швидкості вимірюються гіроскопами; поздовжня проекція до значення $100^\circ/\text{с}$ вимірюється гіроскопом, вище – відновлюється за вимірами пари акселерометрів.

Вважаємо, що акселерометри розташовані на відстані 0,4 м від осі обертання з похибкою 0,0003% і вимірюють позірне прискорення з адитивною похибкою $5\mu\text{g}$.

В цьому експерименті реалізується схема корекції за сигналами одного АК, що розташований вздовж осі Y, заснована на виділенні його максимального вимірювання. При зменшенні сигналу від АК здійснюється точкова корекція кута крену значенням, що дорівнює зпрогнозованому куту оберту до моменту проведення корекції. Для ізоляції ефекту «брязкоту» в околиці екстремуму максимально зменшена величина дискрету вихідного сигналу й встановлений

оновлюваний «таймер», що здійснює блокування передчасного спрацьовування корекції. У гібридному обчислювальному каналі корекція кута крену за розробленим методом не проводиться.

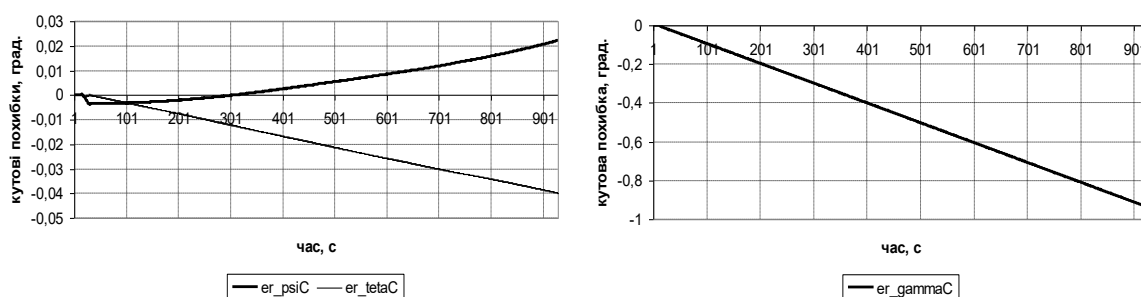


Рисунок 4.37 – Похибка корегованих значень кутів курсу й тангажа (зліва), і крену (справа)

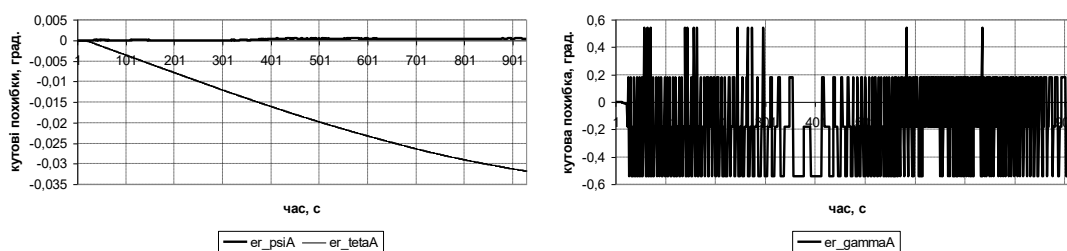


Рисунок 4.38 – Похибка автономних значень кутів курсу й тангажа (зліва), і крену (справа)

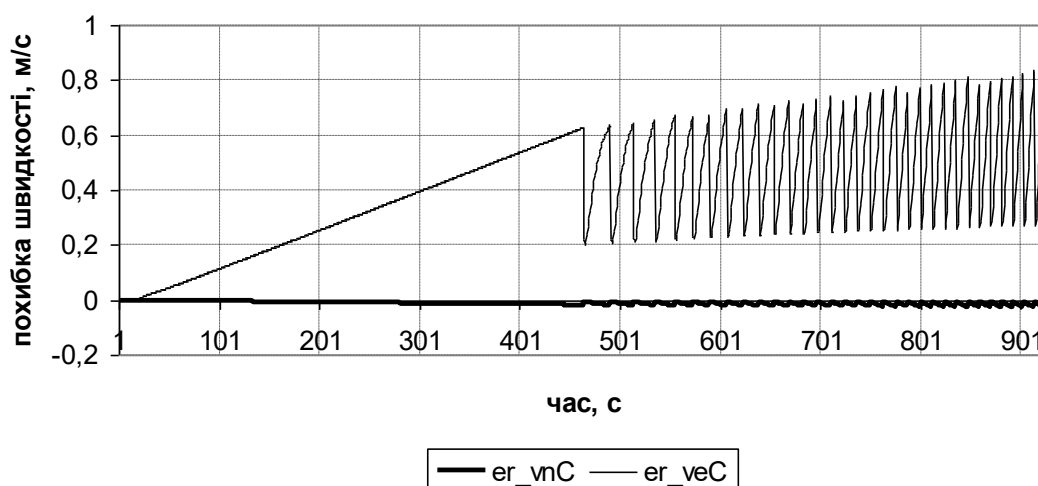


Рисунок 4.39 – Похибка корегованих значень північної та східної швидкості

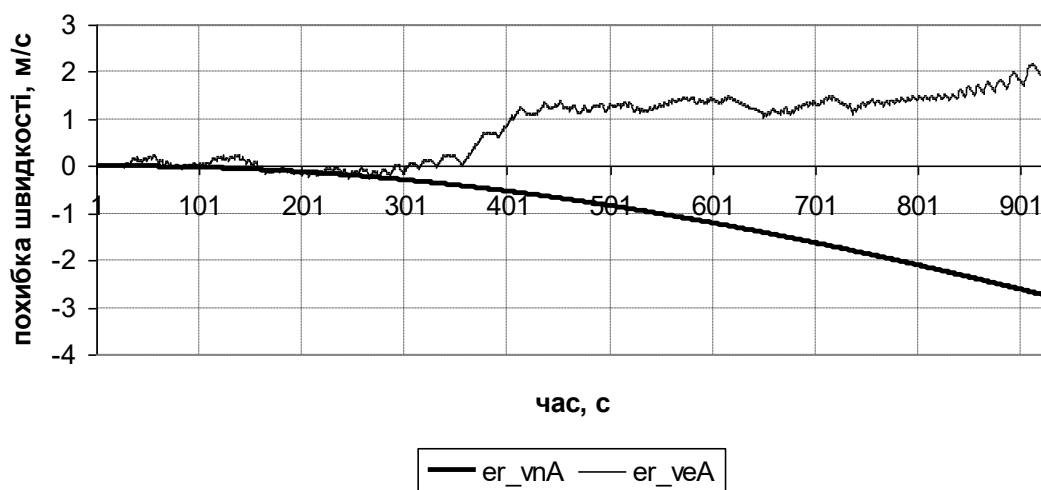


Рисунок 4.40 – Похибка автономних значень північної та східної швидкості

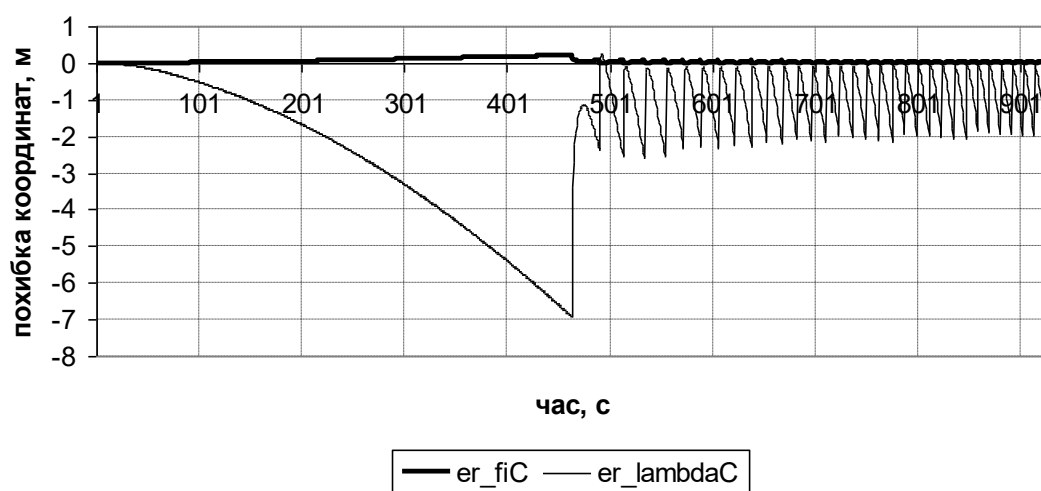


Рисунок 4.41 – Похибка корегованих значень широти і довготи

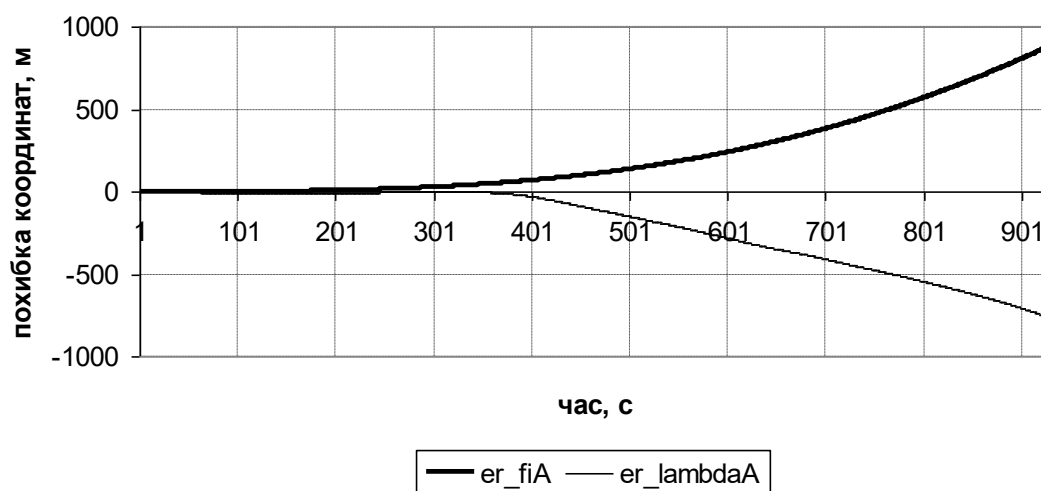


Рисунок 4.42 – Похибка автономних значень широти і довготи

Тобто, як видно з результатів, похибка корегованого каналу залишилася на попередньому рівні, тому що в ньому не здійснюється корекція. Суттєвих змін придбав автономний канал: не дивлячись на те, що похибка визначення кутів курсу і тангажа залишилася на попередньому рівні, похибка кута крену має обмежений (не накопичувальний) характер, вплив кренової похибки став зіставним з "кінематичним" впливом перехресних зв'язків в каналі тангажа. Фінальна похибка визначення координат з урахуванням швидкості польоту склала 0,1% від пройденого шляху. Отримані дані свідчать, що, при використанні АБІНС з високочастотною корекцією за екстремальним значенням АК в системі управління рухом ЛА слід використовувати кореговані значення координат і швидкості, в позаштатному режимі (за умов відсутності супутникових сигналів) можливо використовувати і координати, і швидкість автономного каналу. У всіх випадках слід використовувати кутові параметри з автономного каналу.

Таким чином, в процесі роботи базовий алгоритм БІНС був модифікований під особливості АБІНС шляхом доповнення блоком обчислення кутової швидкості за показами акселерометрів. Також був розроблений метод високочастотної корекції кута крену об'єкта, що швидко обертається. Отримані і підтверджені експериментами результати доводять, що для керування рухом в розглянутих випадках треба використовувати кореговані параметри швидкості та координат, й автономні кутові параметри.

Таким чином, можна зробити висновок, що застосування АБІНС сприяє розширенню області ефективного застосування інерціальних систем на клас об'єктів, що обертаються з високою швидкістю.

4.4 Висновки до розділу 4

1. Акселерометрична БІНС (без корекції) в умовах, коли об'єкт швидко обертається, здатна продемонструвати більш високу точність, ніж БІНС

стандартної конфігурації, але для такої ефективності потрібні високоточні акселерометри й висока точність калібровки вимірювального модулю.

2. Застосування в АБІНС кренової корекції по максимуму показів АК суттєво підвищує точність автономного обчислення, а похибка за кутом крену приймає обмежений вигляд. Основна похибка за умов корекції обумовлена дискретністю за часом отримання вимірювань. Для підвищення точності автономної навігації слід підвищити частоту опитування корегуючого АК до 3-5 кГц.

3. Оптимальний склад БІНС для розширеного діапазону використання повинен включати в себе три гіроскопи та надлишкову систему спеціальним образом розташованих акселерометрів. Для реалізації корекції вектора стану БІНС необхідно оснастити приймачем GPS. За умови малих кутових швидкостей для обчислення використовуються інерційні датчики в стандартній конфігурації. При великій кутовій швидкості частина динамічних параметрів, включаючи кутову швидкість, доцільно вимірювати акселерометрами. При перманентному одноосному обертанні об'єкта слід використовувати метод корекції за величиною вимірюваного позірною прискорення. Як показано в умовах моделювання, такий підхід здатен у тривалому часі забезпечити фіксовану похибка визначення кута крену, що швидко змінюється, та взагалі суттєво підвищити точність автономного каналу у порівнянні із випадком, коли корекція не використовується.

Основні результати дисертаційних досліджень, що відображені в четвертому розділі, опубліковані в роботах [12, 13]

4.5 Література до розділу 4

1. Мартыненко Ю.Г. Инерциальная навигация //Соросовский Образовательный Журнал, 1998, №8. С.102-108.
2. Бромберг П.В. Теория инерциальных систем навигации / М.: Наука, Главная редакция Физико-математической литературы, 1979. 291 с.

3. Бранец В.И., Шмыглевский И.П. Введение в теорию бесплатформенных инерциальных навигационных систем. – М.: Наука, 1992. 280 с.
4. Литманович Ю.А. Прогресс в разработке алгоритмов БИНС на Западе и Востоке в материалах Санкт-Петербургских конференций: обзор за десятилетие /Ю.А. Литманович, Дж. Г. Марк //Гироскопия и навигация.– 2003. – № 3. – С.52-67.
5. Бранец В.Н. Применение кватернионов в задачах ориентации твердого тела/ В.Н. Бранец, И.П. Шмыглевский. – М.: Наука. – 1973. 319 с.
6. Ткаченко А.И. Численное интегрирование кинематических уравнений Родрига-Гамильтона / А.И. Ткаченко // Известия РАН. Механика твердого тела, 1992.–№2.– С.9-17.
7. Панов А.П. Математические основы теории инерциальной ориентации / А.П. Панов – К.: Наукова Думка, 1995. 280 с.
8. Онищенко С.М. Применение гипер-комплексных чисел в теории инерциальной навигации / С. М. Онищенко – Киев: Наукова Думка, 1983. 208
9. Успенский В.Б. Решение задачи инерциальной навигации в БИНС / В.Б.Успенский, И.А.Багмут // Авиационно-космическая техника и технология. – 2009. - №3 (60). – С.39-44.
10. Успенский В.Б. Математические основы инерциальной навигации: учеб. пособ. / В.Б. Успенский, О.А. Татарина. – Х.:Изд-во «Підручник НТУ «ХПІ»», 2017. – 192 с.
11. Grewal, M.S. Global Positioning Systems, Inertial Navigation / M.S. Grewal, L.R. Weill, A.P. Andrews. – New York: John Wiley & Sons, Inc, 2001. 392 p.
12. M. Nekrasova, V. Uspenskyi Improving the accuracy of orientation object that rapidly rotating. *Eastern-European Journal of Enterprise Technologies*. 2016. vol 5, № 9 (83) (2016), p. 27-32.
13. Патент на винахід, № 114141. Спосіб підвищення точності визначення орієнтації об'єкта, що швидко обертається навколо повздовжньої осі /Ю.О.

Кузнєцов, О.Я. Макаренко, В.Б. Успенський, М.В. Некрасова. Зареєстровано в Державному реєстрі патентів України на винаходи 25.04.2017.

ВИСНОВКИ

У дисертації вирішено наукову задачу розробки гібридної інерціальної навігаційної системи, що забезпечує якісну навігацію в умовах динамічних рухів об'єкту. Для цього використовується надлишкова система акселерометрів, спеціальним чином розташованих в типовій конструкції безплатформової інерціальної навігаційної системи. Основні результати дослідження:

- проведено аналіз загальних тенденцій та перспективи щодо розвитку таких навігаційних систем. Показано, що БІНС з акселерометрами та датчиками кутової швидкості (стандартної комплектації) неможливо використовувати для об'єктів, що швидко обертаються. Відмічено, що завдяки наявності супутникової навігації, доступності мікродатчиків та можливостям комплексування інформації, сьогодні спостерігається розширення області застосування навігаційних систем середнього та низького класів точності. Також визначено, що саме цей напрямок розвитку навігаційного обладнання, представляється найбільш перспективним з точки зору застосування для високодинамічних об'єктів. Враховуючи специфіку високодинамічних об'єктів, а також неможливість застосування в бортових навігаційних системах таких об'єктів БІНС з гіроскопами, сформульована задача побудови так званої акселерометричної БІНС для забезпечення необхідної точності визначення параметрів руху для керування об'єктом.

- проведено вибір та обґрунтування раціонального розміщення додаткової кількості акселерометрів в АБІНС та розроблено метод визначення динамічних характеристики руху за вимірами АК. Доведено, що при вказаному способі розміщення АК достатньо шести акселерометрів, щоб оцінити шукані параметри руху. Для остаточного розв'язання задачі, щоб розрішити знакову невизначеність для проекцій кутової швидкості, система доповнювалася ще трьома АК;

– розроблено та проаналізовано модель похибок вимірювань надлишкової акселерометричної системи. Отриманий результат показав, що на похибку оцінки лінійного прискорення найбільший вплив має відповідне зміщення нуля АК, на похибку обчислення кутової швидкості крім зміщення нуля впливають також перекоси ОЧ та похибка розташування АК, при чому вклад останніх є пропорційним величині кутової швидкості та кутового прискорення. Також показано, що алгоритм обчислення проекції кутової швидкості має особливість при нульовому значенні останньої. При цьому похибка обчислення стрімко зростає до нескінченності. Тобто результатом побудови та аналізу моделі похибок стало те, що АБІНС можливо застосовувати лише для об'єктів, що обертаються;

– отримано аналітичну оцінку області ефективного застосування АБІНС з урахуванням наявних характеристик акселерометрів;

– запропоновано методи лабораторного калібрування для визначення відхилень фактичних значень параметрів вимірювального блоку від номінальних з ціллю подальшої їх компенсації. При цьому побудована лінеаризованої моделі похибок вимірювань АК з урахуванням фактичного розміщення датчика та напрямку його осі чутливості, розроблено метод отримання оцінок фактичних параметрів інструментальних похибок за результатами експерименту (вимірюванням) на основі моделі похибок, визначено раціональний набір тестових рухів, що забезпечують високу ефективність розробленого методу та сформовані вимоги до калібрувального обладнання;

– синтезовано новий метод корекції за надлишковою інформацією параметрів орієнтації об'єкту, що швидко обертається навколо поздовжньої осі. Ця корекція заснована на додатковій високочастотній корекції кута крену на основі застосування вимірювань вектору позірного прискорення, проекції якого на осі чутливості акселерометрів внаслідок обертання мають модульований характер;

– розроблено та досліджено алгоритми функціонування акселерометричної БІНС. Експериментально доведено, що при використанні АБІНС з високочастотною корекцією за екстремальним значенням АК, в системі

управління рухом ЛА слід використовувати кореговані значення координат і швидкості, в позаштатному режимі (за умов відсутності супутникових сигналів) можливо використовувати і координати, і швидкість автономного канал. У всіх випадках слід використовувати кутові параметри з автономного каналу;

– розроблені моделі та методи впроваджені на НПП Хартрон-Аркос і в навчальний процес Національного технічного університету «Харківський політехнічний інститут» і можуть бути використані при розробках систем керування високоманевреними об'єктами.

ДОДАТОК А

СПИСОК ПРАЦЬ ЗДОБУВАЧА

1. M. Nekrasova, V. Uspenskyi Improving the accuracy of orientation object that rapidly rotating. *Eastern-European Journal of Enterprise Technologies*. 2016. vol 5, № 9 (83) (2016), p. 27-32. (Входить до SCOPUS, CrossRef, IndexCopernicus, American Chemical Society, РИНЦ, WorldCat, Ulrich's Periodicals Directory, BASE, ResearchBib, CiteFactor та інших)
2. V. Uspenskyi, I. Bagmut, M. Nekrasova Development of metod and algorithm of dynamic gyrocompassing for high-speed systems of navigation and control of movement. *Eastern-European Journal of Enterprise Technologies*. 2018. vol 1, № 9 (91) (2018), p. 72-80. (Входить до SCOPUS, CrossRef, IndexCopernicus, American Chemical Society, РИНЦ, WorldCat, Ulrich's Periodicals Directory, BASE, ResearchBib, CiteFactor та інших)
3. Успенский В.Б., Некрасова М.В. Измерения ускорения и угловой скорости твердого тела с помощью избыточной системы акселерометров. *Вісник Національного технічного університету «ХПІ». Збірник наукових праць. Серія: Динаміка і міцність машин*. Харків, 2011. № 63. С. 138-145.
4. Некрасова М.В., Озеряний С.А., Глазунова С.Н. О коррекции накапливающейся постоянной ошибки при определении ориентации в бесплатформенных инерциальных навигационных системах. *Вісник Національного технічного університету «ХПІ». Збірник наукових праць. Серія: Динаміка і міцність машин*. Харків, 2012. № 67. С. 77-83.
5. Успенский В.Б., Некрасова М.В. Метод калибровки акселерометрического измерительного модуля. *Вісник Національного технічного університету України «КПІ». Збірник наукових праць. Серія: Приладобудування*. Київ, 2012. №44. С.15-23.
6. Некрасова М.В., Успенский В.Б. Определение требований к точности калибровки блока измерителей в составе акселерометрической БИНС. *Авиационно-космическая техника и технология*. Харьков, ХАИ, 2015. №2 (119). С.63-68. (Входить до Index Copernicus, Google Scholar, eLIBRARY.RU та інших)

7. Успенский В.Б., Некрасова М.В., Багмут И.А. Способ повышения точности БИНС по измерениям кажущегося ускорения для управляемого объекта, который быстро вращается. Вісник Національного технічного університету «ХПІ». Збірник наукових праць. Серія: Математичне моделювання в техніці і технологіях. Харків, 2018. № 27 (1303). С. 116 -120. (Входить до Ulrich's Periodicals Directory, Google Scholar, Index Copernicus та інших)
8. Патент на винахід, № 114141. Спосіб підвищення точності визначення орієнтації об'єкта, що швидко обертається навколо повздовжньої осі /Ю.О. Кузнєцов, О.Я. Макаренко, В.Б. Успенський, М.В. Некрасова. Зареєстровано в Державному реєстрі патентів України на винаходи 25.04.2017.
9. Некрасова М.В., Успенский В.Б. Алгоритм определения динамических параметров движения твердого тела по измерениям избыточной системы акселерометров. Материалы XXV Международной научной конференции «Математические методы в технике и технологиях». Саратов, 2012. т.6. С. 80 – 82.
10. Некрасова М.В. Разработка и исследование метода калибровки системы акселерометров. Материалы X II Международной научно-технической конференции «Приладобудування: стан і перспективи», Киев, 2013. С. 25-26.
11. Некрасова М.В., Заплавский Е.О. Модель ошибок акселерометрической БИНС. *Інформаційні технології: наука, техніка, технологія, освіта, здоров'я: тези доповідей XXVI міжнар. наук.-практ. конф.*, Харків, 16-18 травня 2014 р.: у 4 ч. Харків: НТУ «ХПІ», 2014. Ч. 1. С. 47.
12. Некрасова М.В. Модель ошибок акселерометрической БИНС. *Материалы докладов научно-технической конференции «Сергеевские чтения»*, Харьков, 2014. С.51-52.
13. Некрасова М.В. Определение области эффективного применения акселерометрических БИНС. *Інформаційні технології: наука, техніка, технологія, освіта, здоров'я: тези доповідей XXVI міжнар. наук.-практ. конф.*, Харків, 16-18 травня 2016 р.: у 4 ч. Харків: НТУ «ХПІ», 2016. Ч. 1. С. 72.
14. Хабюк А.С., Некрасова М.В. Розробка методу калібрування акселерометричного вимірювального модулю. *Математичне моделювання в*

механіці та системах управління: тези доповідей X міжнародної науково-практичної конференції магістрів. Харків. НТУ "ХПИ". Ч.1. С. 62.

15. V. Uspenskyi, D. Breslavsky, M. Nekrasova, N. Shyriaieva, V. Mietielov Complexification of information in integrated navigation systems: uav case, *2nd International conference Differential Equations & Control Theory*, Szczecin, Poland, 2017.
16. Некрасова М.В. Метод корекції параметрів орієнтації високодинамічних об'єктів. *Інформаційні технології: наука, техніка, технологія, освіта, здоров'я: тези доповідей XXVI міжнар. наук.-практ. конф., Харків, 17-19 травня 2017 р.: у 4 ч. Харків: НТУ «ХПІ», 2017. Ч. 1. С. 76.*
17. Некрасова М.В. Алгоритм динамічного гірокомпасування для високоточних систем навігації та керування рухом. *Інформаційні технології: наука, техніка, технологія, освіта, здоров'я: тези доповідей XXVI міжнар. наук.-практ. конф., (16-18 травня 2018 р.), Харків, 16-18 травня 2018 р.: у 4 ч. Харків: НТУ «ХПІ», 2018. Ч. 1. С. 64.*

ДОДАТОК Б
АКТИ ВПРОВАДЖЕННЯ

